НЕМЕЦКИЕ САМОЛЕТЫ



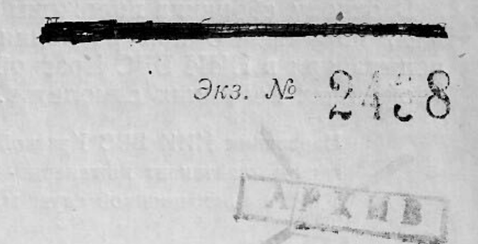
НКАП
ОБОРОНГИЗ
1944

Замеченные опечатки

Стр.	Строка	Напечатано	Должно быть
17	10—11-я сверху	Тяга, синхронизирующая давление подвесок	Тяга, синхронизирующая движение подвесок
21	3-я сверху	трехточечном варианте	пятиточечном варианте
62	27-я сверху	весовую аэродинамическую компенсацию	весовую и аэродинамическую компенсацию
66	3-я снизу	MG-181	MG-81
71	7-я сверху	70—80 *км/час*	50—60 *км/час*
103	Подпись под фиг. 39	*2* — регулируемое входное кольцо	*2* — регулируемое выходное кольцо
143	1-я снизу	тормозами на пробеге не пользуются	тормозами на пробеге без надобности не пользуются
145	Подпись под фиг. 57	Бомбардировщик Ю-87К	Бомбардировщик Ю-86К

Немецкие самолеты.

НАУЧНО-ИСПЫТАТЕЛЬНЫЙ ИНСТИТУТ ВВС
КРАСНОЙ АРМИИ

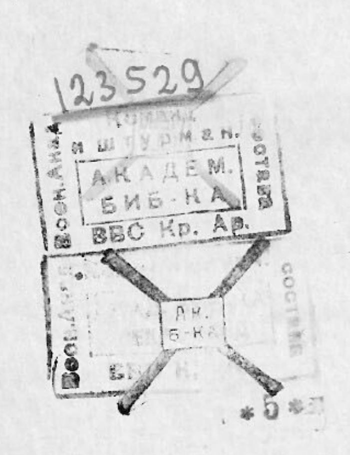


[redacted]

Экз. № 2458

НЕМЕЦКИЕ САМОЛЕТЫ

Под редакцией
инженер-полковника П. В. Рудинцева





НКАП ★ СССР
ГОСУДАРСТВЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО ОБОРОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ
Москва 1944



8

Целью настоящего издания является систематизация материалов по изучению немецких самолетов.

В основу сборника положены материалы, полученные при изучении и при испытаниях в НИИ ВВС Красной Армии трофейных немецких самолетов.

Начальник НИИ ВВС Красной Армии
генерал-лейтенант инженерно-
авиационной службы *Лосюков*

Авторами сборника являются:

Инженер-подполковник В. А. Мируц,
статьи по самолетам Ю-87, Ю-88, Хш-129 и Хш-126.

Инженер-майор М. С. Дмитриев,
статьи по самолетам Хе-111, ФВ-189 и ФВ-200.

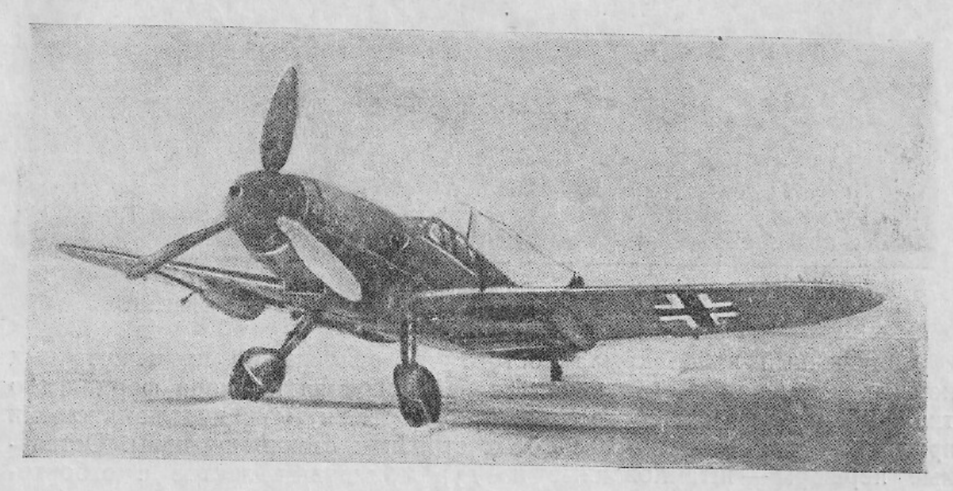
Инженер-капитан Л. М. Павлонский,
статьи по самолетам Ме-109, ФВ-190, Ме-110 и Ме-210.

Старший инженер Д. М. Рутер,
статьи по самолетам До-217, Ю-86 и Ю-52.

Мессершмитт Ме-109 Г-2

Самолет Ме-109 Г-2 является второй крупной модификацией немецкого истребителя Мессершмитт Ме-109, произведенной в течение первых двух лет войны. Истребитель Мессершмитт Ме-109 появился в 1937 г. и с тех пор подвергался неоднократным изменениям.

Немцы применили Ме-109 Г-2 впервые под Сталинградом в конце лета 1942 г.



Фиг. 1. Ме-109 Г-2. Вид спереди (с пятиточечным вооружением).

От своего предшественника — самолета Ме-109Ф — Мессершмитт Ме-109 Г-2 отличается в основном следующим:

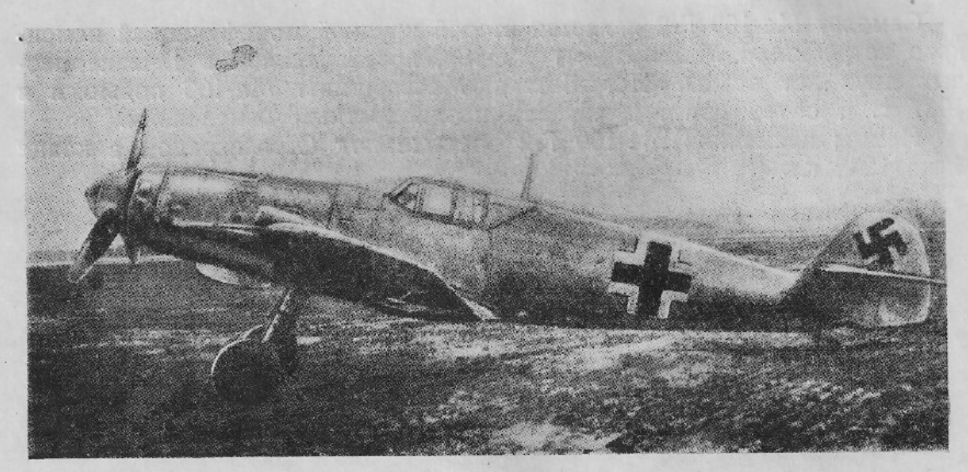
1. Более мощным и более высотным мотором DB-605 A/1.
2. Усиленным вооружением: в обтекателях под крыльями дополнительно установлены две пушки MG-151 калибра 20 *мм*.
3. Установкой в передней неподвижной части фонаря кабины летчика прозрачной брони толщиной 60 *мм*. На самолетах некоторых серий прозрачная броня вставлена также в броневой затыльник.
4. Установкой в фюзеляже за бензобаком 20-*мм* плиты (впервые она была поставлена на Ме-109Ф4), собранной из листового дуралюмина, для уменьшения эффективности действия фугасных снарядов и зажигательных пуль.

Истребитель Ме-109 по схеме представляет собой одномоторный одноместный моноплан цельнометаллической конструкции с низкорасположенным крылом, свободнонесущим оперением, убирающимся шасси и полуубирающимся хвостовым колесом.

Краткое описание конструкции самолета Ме-109 Г-2

Крыло однолонжеронное с работающей дуралюминовой обшивкой, трапецевидной формы в плане с эллиптическими законцовками, состоит из двух консолей, стыкующихся непосредственно с фюзеляжем.

Лонжерон расположен на расстоянии 45% хорды от носка крыла, что дает возможность убирать ногу шасси с колесом в носовую часть крыла. Сечения лонжерона двутавровые. Конструкция его состоит из сплошной дуралюминовой стенки и двух полок — верхней и нижней, образованных приклепанными к стенке прессованными дуралюминовыми уголками переменного по размаху сечения. К концу крыла лонжерон переходит в швеллер, гнутый из стенки лонжерона. В корневой части пояса лонжеронов усилены стальными накладками и дуралюминовыми угольниками.



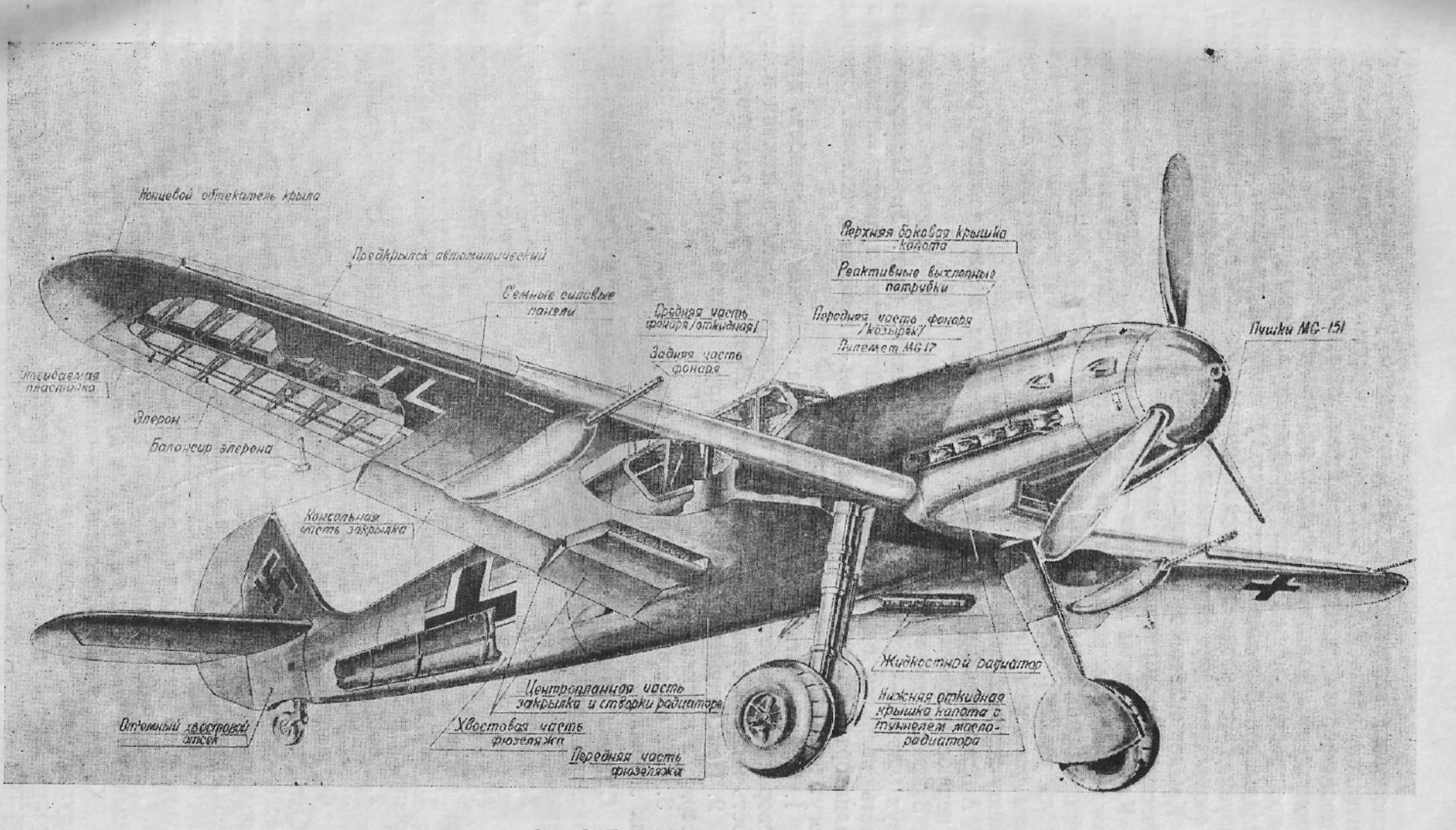
Фиг. 2. Ме-109 Г-2. Вид сбоку (с трехточечным вооружением).

Поперечный набор крыла состоит из основных и промежуточных нервюр. Корневая и следующая за ней основная нервюра ферменного типа. Раскосы фермы образованы открытыми гнутыми дуралюминовыми профилями, приклепанными с обеих сторон к стенке нервюры. Остальные нервюры — штампованные из дуралюминовых листов с отбортованными краями, образующими полки нервюр, и с отверстиями облегчения в стенках.

Стрингеры выполнены из открытых гнутых дуралюминовых профилей. В местах пересечения стрингеров с нервюрами полки нервюр не прорезаются, а подминаются стрингер и полка.

Вырез в нижней обшивке носка крыла под ногу шасси закрыт дуралюминовым корытообразным кожухом, включенным в силовую схему крыла и образующим совместно с обшивкой замкнутый контур.

На нижней поверхности консоли имеются две большие силовые панели, предназначенные для монтажа и осмотра механизмов, предкрылков, управления самолетом и гидросистемы (фиг. 3). На верхней и нижней поверхностях имеются смотровые лючки. Каждая консоль стыкуется с фюзеляжем в трех точках. Два узла крепятся к верхней и нижней полкам лонжерона. Третий передний узел, прикрепленный к стенке корневой нервюры у кожуха для укладки ноги шасси, может регулироваться при его установке как по горизонтали, так и по вертикали. Соединение узлов крыла и фюзеляжа выполнено при помощи шаровых вкладышей и пальцев. Палец верхнего узла на лонжероне



Фиг. 3. Перспективный вид Ме-109 Г-2.

расположен вертикально; палец нижнего узла на лонжероне — горизонтально, вдоль хорды. Соединение переднего узла осуществлено при помощи промежуточного кронштейна, связанного с узлом на крыле горизонтальным болтом, а с узлом на фюзеляже — вертикальным болтом. Такое расположение осей крепежных элементов, наличие шаровых вкладышей, большие зазоры между ушами и вилками, а также регулируемая установка переднего кронштейна допускают стыковку узла с фюзеляжем при значительном отклонении от номинальных размеров.

Крыло снабжено независающими элеронами типа Фрайз, автоматическими предкрылками и разрезными закрылками.

Каркас и носок элеронов — дуралюминовые. Обшивка — полотняная. Каждый элерон подвешен на двух кронштейнах с шарикоподшипниками. Кронштейны при установке могут регулироваться по высоте и вдоль размаха. Весовая балансировка элеронов стопроцентная. Балансиры вынесены на кронштейнах наружу, под крыло (фиг. 3). Элероны имеют жесткие отгибаемые на земле пластинки.

Автоматические предкрылки подвешены в двух точках (каждый) к нервюрам крыла.

Закрылки подвешены к крылу на шомполах. Закрылок состоит из двух частей — консольной и центропланной (фиг. 3). Центропланная часть является одновременно выходной частью туннеля жидкостного радиатора. Она состоит из двух створок — верхней и нижней. Створки могут находиться в трех положениях.

1. **При закрытых** створках радиатора внешняя поверхность верхней створки составляет продолжение поверхности крыла, а нижняя поверхность нижней створки — продолжение обводов туннеля радиатора.

2. **При открытых** створках радиатора верхняя створка отклонена кверху, а нижняя — книзу.

3. **При опущенных** створках обе створки опущены книзу и работают как закрылки.

Створки связаны между собой кинематически. Консольная и центральная части закрылков также имеют между собой кинематическую связь.

Закрылки отклоняются на 40° и могут быть опущены на любой угол в этом диапазоне. Управление закрылками — механическое.

Фюзеляж — полумонокок с работающей обшивкой — делится на три части:

1. Переднюю (кабинную) часть — от первого шпангоута, к которому крепится моторная рама, до конца кабины.
2. Хвостовую часть — от конца кабины пилота до оперения.
3. Отъемный хвостовой отсек (фиг. 3).

Фюзеляж в целом (за исключением фонаря) имеет плавные хорошо обтекаемые формы и небольшой мидель, равный 0,955 $м^2$. Передняя часть фюзеляжа расширяется книзу. Нижняя поверхность ее является продолжением крыла. Передняя часть фюзеляжа имеет четыре лонжерона, выполненных из дуралюминовых прессованных угольников. Сечения полок лонжеронов постепенно уменьшаются к концу, где они стыкуются со стрингерами хвостовой части фюзеляжа. Передний шпангоут — штампованный из одного дуралюминового листа; остальные шпангоуты выполнены из гнутых дуралюминовых профилей.

Хвостовая часть фюзеляжа — яйцевидного сечения, собирается из двух половин, стыкующихся между собой в плоскости симметрии самолета при общей сборке фюзеляжа. Каждая половина составлена из листов с отбортованными краями, образующими шпангоуты, и гладких листов, чередующихся через один (фиг. 3). Гладкие листы ложатся на

подсечки шпангоутов, образуя поверхность без выступов. Стрингеры из гнутых профилей пропущены через отверстия, прорезанные в шпангоутах. Половины хвостовой части стыкуются между собой при помощи верхнего и нижнего стрингеров и накладок, связывающих между собой половинки шпангоутов.

Соединение передней и хвостовой частей фюзеляжа — неразъемное.

Отъемный хвостовой отсек крепится к заднему шпангоуту хвостовой части восемью болтами, расположенными по контуру, и четырьмя стыковыми планками по бортам фюзеляжа. В хвостовом отсеке имеется вырез под убирающееся хвостовое колесо, закрытый внутри съемным кожухом.

Ф о н а р ь к а б и н ы, имеющий прямолинейные очертания и плоское остекление, состоит из трех частей: 1) передней части (козырька), неподвижно укрепленной на фюзеляже, 2) средней откидной части, открывающейся вверх направо, на которой крепится верхняя часть брони — наголовник и затыльник, 3) задней части, укрепленной на замках.

Летчик на взлете, в полете и на посадке не открывает фонарь. Он сбрасывает его в полете только в аварийных случаях. Для аварийного сбрасывания фонаря следует потянуть на себя ручку, установленную на левом борту в кабине пилота. При этом освобождается и сбрасывается задняя часть фонаря, увлекая за собой связанную с ней при помощи троса среднюю часть.

К а б и н а имеет хорошую вентиляцию. Сиденье летчика регулируется по высоте на земле. Ножные педали также имеют регулировку.

Х в о с т о в о е о п е р е н и е. Стабилизатор состоит из двух половин — верхней и нижней. Каждая половина собирается отдельно, после чего они соединяются при помощи продольного шомпола, пропущенного в носке с внутренней стороны. Стабилизатор регулируется в полете. Киль — несимметричного профиля, что предусмотрено для компенсации реактивного момента от вращения винта. Конструкция его, как и у стабилизатора, состоит из двух половин, представляющих собой обшивку с приклепанными к ней половинками лонжерона и нервюр. Носок киля литой из электрона.

Рули глубины и поворота имеют дуралюминовые каркасы, жесткие носки и полотняную обшивку. Аэродинамическая компенсация рулей — роговая. Весовая балансировка — стопроцентная. Триммеров нет. Аэродинамическая балансировка рулей производится на земле путем отгибания неподвижных пластинок.

Ш а с с и консольного типа, убирающееся вдоль размаха к концам крыла. Ноги шасси в выпущенном положении наклонены наружу от оси самолета для увеличения колеи. В убранном положении амортизационные стойки и колеса неполностью прикрываются щитками, установленными на стойках,— около половины колеса остается открытым. Размер колеса — 650 × 150 *мм.* Давление в пневматиках 3—4 *кг/см*². Колеса снабжены гидравлическими тормозами.

Хвостовое колесо полуубирающееся. Стопорится оно автоматически. Размер хвостового колеса — 290 × 110 *мм.* Давление в пневматике 2,5 *кг/см*².

Убирание и выпуск шасси и хвостового колеса осуществляются гидравлически. Управление тормозами — ножное, гидравлическое.

Винтомоторная группа

На самолете установлен V-образный перевернутый 12-цилиндровый пушечный мотор DB-605 A/1 жидкостного охлаждения с непосредственным впрыском горючего в цилиндры.

Взлетная мощность . . . . 1550 *л. с.*[1]
Номинальная мощность (при 2600 об/мин. и $p_к = 1,3—1,32$ *кг/см*²):
на земле . . . . 1310 *л. с.*
на 1-й границе высотности (2300 *м*) . . . . 1390 *л. с.*
на 2-й границе высотности (5800 *м*) . . . . 1300 *л. с.*

Двигатель работает на топливе с октановым числом 87 (по немецкой шкале). Охлаждающая жидкость — смесь воды с гликолем в отношении 1 : 1.

Моторная установка выполнена весьма компактно. Мотор тщательно закапотирован.

Капот состоит из переднего кольца, установленного непосредственно за обтекателем винта, и трех больших откидывающихся крышек. Нижняя крышка со смонтированным на ней маслорадиатором и его туннелем подвешена с правой стороны на шомполе и удерживается с другой стороны на двух замках типа «Мессершмитт». Две верхние боковые крышки соединены между собой шомпольным шарниром сверху по оси капота. Каждая из этих крышек имеет сверху жолоб для пулемета. На левой крышке укреплен всасывающий патрубок. Верхние крышки притягиваются к каркасу капота двумя замками каждая. Таким образом для снятия капота с мотора достаточно открыть шесть замков, откинуть нижнюю крышку и поднять верхние крышки, подперев их трубчатыми тягами, шарнирно прикрепленными к каркасу капота.

Подвеска мотора амортизационная, осуществляется в четырех точках.

Моторная рама состоит из двух горячештампованных электронных подмоторных брусьев и двух стальных трубчатых подкосов. К фюзеляжу моторная рама присоединяется при помощи шаровых опор, укрепленных на фюзеляже, и шаровых наконечников, ввернутых в концы подмоторных брусьев и подкосов. Шаровые наконечники притягиваются к опорам накидными гайками. Такая конструкция моторной рамы позволяет быстро установить мотор и снять его для ремонта, а также обеспечивает взаимозаменяемость моторных установок.

Два жидкостных радиатора с автоматически регулируемыми заслонками на входе и выходе установлены в туннелях под правой и левой плоскостями крыла у фюзеляжа. Радиаторы глубоко утоплены в крыло и мало выступают за нижний обвод крыла.

Передняя заслонка и задние створки туннеля кинематически связаны между собой. Управляются заслонки радиаторов автоматически, при помощи термостатов и гидросистемы с приводом от моторной помпы. Заслонки радиаторов имеют также дублированное ручное гидравлическое управление.

На самолете предусмотрена возможность выключения из системы охлаждения правого или левого радиаторов в случае их повреждения.

Особенностью установки радиаторов является применение отсоса пограничного слоя для улучшения аэродинамики входной части туннеля. Для этого вдоль входа в туннель радиатора устроена узкая щель, через которую воздух засасывается в обводный канал, расположенный над туннелем и заканчивающийся выходной щелью постоянного сечения в задней кромке закрылка. Такое устройство должно было обеспечить эффективную работу верхней части сотов радиатора, не выступающей непосредственно в поток[2].

---

[1] По данным печати.

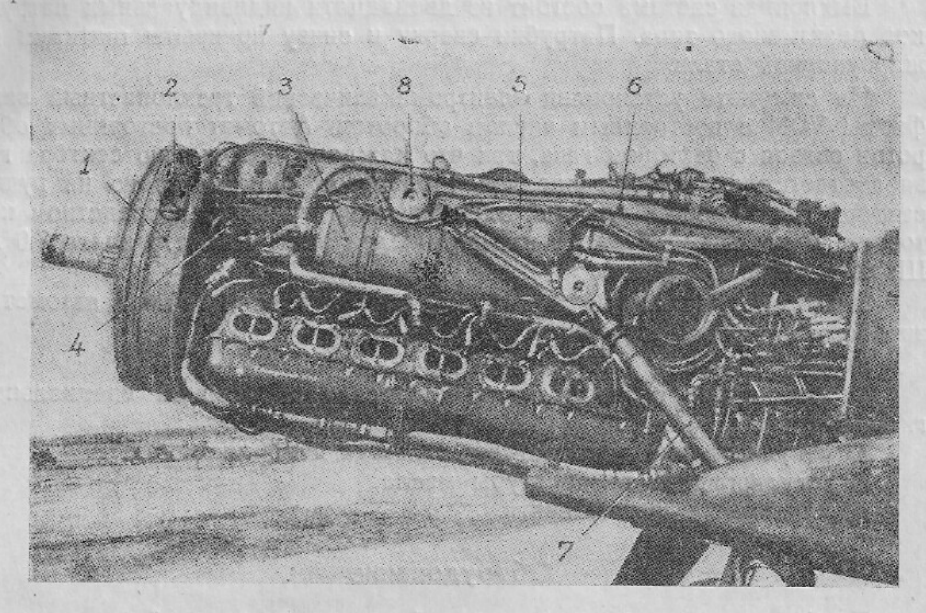
[2] В некоторых сериях на самолетах Ме-109Г отсос пограничного слоя в туннеле радиатора ликвидирован.

Два расширительных бачка установлены с каждой стороны мотора под подмоторными брусьями (фиг. 4).

Охлаждающая система снабжена двумя сепараторами пара, установленными на выходе из блоков мотора.

Маслобак — подковообразной формы, установлен на носке мотора (фиг. 4). Запас масла — 35 *кг*.

Масляный радиатор со своим туннелем установлен на нижней крышке капота и отводится вместе с ней вниз и в сторону, что облег-



Фиг. 4 Моторная установка Ме-109 Г-2.

1—маслобак; *2*—заливная горловина маслобака; *3*—расширительный бачок; *4*—сепаратор пара (левый); *5*—бачок гидросистемы; *6*—подмоторный брус; *7*—подкос моторамы; *8*—амортизатор.

чает доступ к агрегатам, расположенным в нижней части мотора. Охлаждение масла регулируется заслонкой, стоящей на выходной части туннеля. Управляется заслонка автоматически от гидросистемы при помощи термостата.

Маслосистема снабжена приспособлением для разжижения масла. Дренаж масляной системы осуществляется через картер мотора.

Мягкий бензобак, креслообразной формы, изготовлен из резины толщиной ~ 10 *мм*. Бак установлен под креслом пилота и за бронеспинкой (фиг. 8). Запас горючего в баке 300 *кг*. Заливная горловина бака находится в верхней части фюзеляжа, позади бензобака. В бензосистеме имеются два бензофильтра и воздухоочиститель. Фильтры установлены на магистрали до бензопомпы, воздухоочиститель — после бензопомпы. Горючее подается в мотор при помощи моторной бензопомпы. На случай отказа моторной помпы имеется ручная помпа. Кроме того, на баке установлена высотная электробензопомпа. Предусмотрена возможность наружной подвески дополнительного бензобака, подводка к которому установлена на всех самолетах. Перекачка горючего из подвесного бензобака производится посредством давления, создаваемого нагнетателем мотора. Перекачивающая магистраль от дополнительного бака к основному проходит по правому борту в кабине пилота и снабжена контрольным стеклом.

Всасывающий патрубок состоит из двух частей — внутренней и внешней. Внутренняя часть привернута к фланцу нагнетателя, внешняя часть приклепана к левой верхней крышке капота. По контуру обреза внутренней части патрубка проложена резиновая прокладка, обеспечивающая герметичное прилегание к ней внешнего патрубка при закрытии капота. Заборное отверстие круглого сечения расположено перпендикулярно потоку и отнесено в сторону от капота для повышения высотности мотора от скоростного наддува.

Выхлопная система состоит из двенадцати индивидуальных патрубков реактивного типа. Патрубки сверху и снизу прикрыты щитками из жароупорной стали.

На самолете установлен электромеханический трехлопастный винт фирмы VDM с постоянным числом оборотов. Автомат постоянных оборотов связан с сектором газа, так что каждому положению сектора газа соответствует равновесное число оборотов. Помимо этого на ручке сектора газа имеется двойной электрический тумблер, посредством которого может быть облегчен или затяжелен винт. Диаметр винта 3,0 *м*. Ширина лопасти 305 *мм*.

В системе управления агрегатами винтомоторной группы автоматизированы следующие функции:

а) регулирование состава смеси,

б) управление скоростями нагнетателя (при помощи специальной гидромуфты),

в) регулирование температуры охлаждающей жидкости,

г) регулирование температуры масла,

д) управление шагом винта.

Оборудование

Приборная доска состоит из одной панели, на которой при помощи амортизаторов укреплены следующие пилотажно-навигационные приборы:

1. Указатель скорости.
2. Указатель высоты.
3. Дистанционный электрический компас.
4. Комбинированный прибор, состоящий из авиагоризонта, указателя поворота и указателя скольжения.

Кроме того, на приборной доске размещены приборы контроля работы винтомоторной группы и счетчики расхода боезапаса.

Датчик дистанционного электрического компаса фирмы Патин расположен в хвостовой части фюзеляжа, в достаточном удалении от крупных стальных масс (бронеспинки).

У левого борта кабины расположены штурвалы управления стабилизатором и закрылками, сектор газа, рычаг останова мотора, индикаторы положения стабилизатора, закрылков и шасси, кнопки убирания и выпуска шасси и электросигнализация шасси.

У правого борта сосредоточено управление электрооборудованием, кислородными приборами, радиостанцией.

Двухсторонняя связь самолета с землей и с другими самолетами осуществляется при помощи коротковолновой радиостанции типа ФУГ-7а, установленной в хвостовой части фюзеляжа.

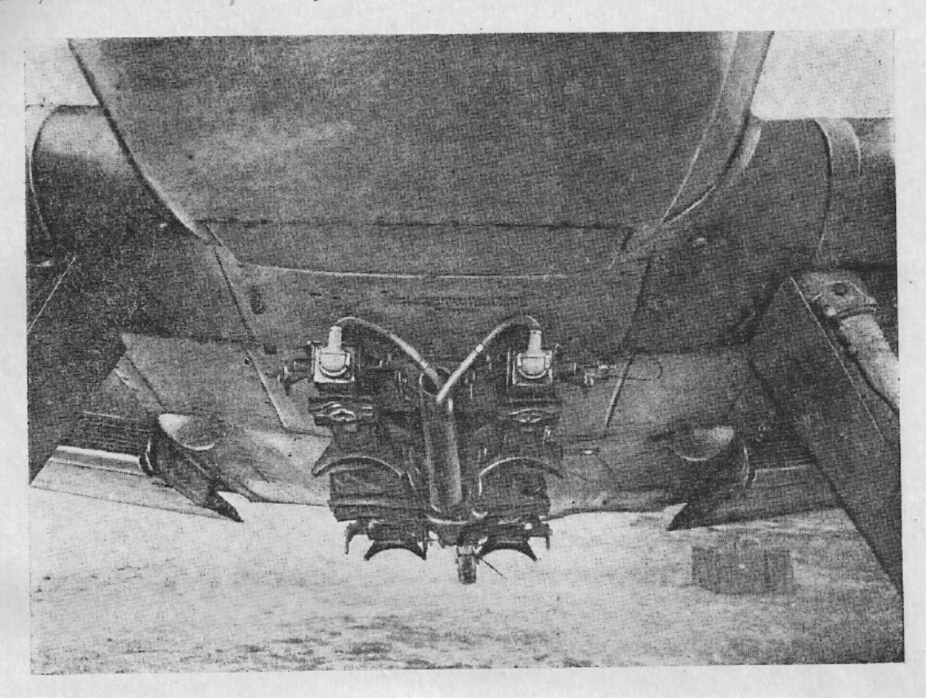
Высотные полеты обеспечиваются кислородным легочным автоматом фирмы Дрегер и Ауэр.

Посадочной фары на самолете нет. Полеты ночью возможны только при специально оборудованном ночном старте.

Вооружение

Вооружение самолета состоит из трех пушек MG-151 калибра 20 *мм* и двух пулеметов MG-17 калибра 7,92 *мм*. Одна из пушек, укрепленная на моторе, стреляет через вал редуктора мотора и имеет боезапас 180 снарядов. Две пушки размещены под плоскостями, в специальных обтекателях. Запас снарядов 140 шт. на каждую. Питание всех пушек ленточное.

Над мотором установлены два синхронных пулемета MG-17 калибра 7,92 *мм* с запасом патронов 500 шт. на каждый.



Фиг. 5. Установка наружных бомбодержателей (обтекатель снят).

На самолете установлен коллиматорный прицел Реви С12С, в конструкции которого предусмотрен механический дублер. Продолжительность непрерывной стрельбы из моторной пушки 15,43 сек., из подкрыльных пушек 12 сек. и из пулеметов 32,4 сек.

Управление огнем пушек — электрическое, огнем пулеметов — пневмоэлектрическое.

Перезарядка пушек — автоматическая с помощью реверсивного электромоторчика — происходит при отпускании кнопки спуска в тех случаях, когда части не находятся в крайнем заднем положении. Перезарядка пулеметов — пневмоэлектрическая. Для работы на земле пушки MG-151 имеют механическую перезарядку.

Под фюзеляжем на специальных ушках могут быть подвешены бомбодержатели для бомбы весом до 250 *кг* (имеются сведения, что допускается подвеска бомбодержателя для бомбы весом до 500 *кг*) (фиг. 5). Сбрасывание бомбы — электрическое, от кнопки, расположенной на левой стороне верхней части ручки управления самолетом. Имеется также дублированное механическое управление сбрасыванием бомбы.

Три пушки MG-151 устанавливаются не на всех самолетах Ме-109 Г-2. Встречаются самолеты с трехточечным вооружением, на которых подкрыльные пушки отсутствуют и имеются, следовательно, только два

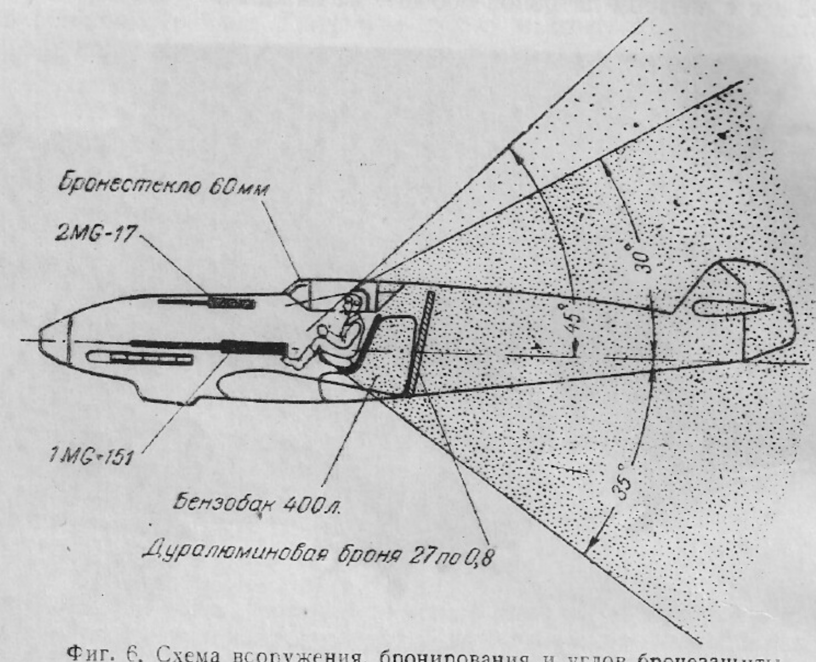
мелкокалиберных пулемета и одна моторная пушка (вариант вооружения Ме-109Ф). Однако проводка и силовые элементы для установок подкрыльных пушек предусматриваются на всех самолетах Ме-109 Г-2.

Бронирование

Система броневой защиты (фиг. 6 и 7) летчика состоит из:

1) броневого надголовника толщиной 10 *мм*;

2) броневого заголовника толщиной 10 *мм*[1];



Фиг. 6. Схема вооружения, бронирования и углов бронезащиты Ме-109 Г-2.

3) бронеспинки, состоящей из трех плит: верхней плиты толщиной 8 *мм*, средней плиты толщиной 4 *мм* и нижней плиты (загнутой под сиденье летчика) толщиной 4 *мм*;

4) бронестекла толщиной 60 *мм*, установленного спереди в неподвижной части фонаря.

Бензобак защищен сзади дуралюминовой броней толщиной 21 *мм*, собранной из 27 листов по 0,8 *мм* каждый.

Вся стальная броня — гомогенная. Она обладает следующей пулестойкостью при обстреле бронебойно-зажигательными пулями (Б-32) калибра 7,62 *мм*:

Плита 10 *мм* удерживает пули с дистанции 400 *м* по нормали
" 8 " " " " 100 " под ∠25—30°
" 4 " " " " 100 " под ∠65°

Углы броневой защиты: в вертикальной плоскости — сзади вверх 45° (встречаются самолеты с другим надголовником, за счет укорочения которого угол защиты уменьшается до 30°), сзади вниз до 35°; в горизонтальной плоскости — влево и вправо по 10°.

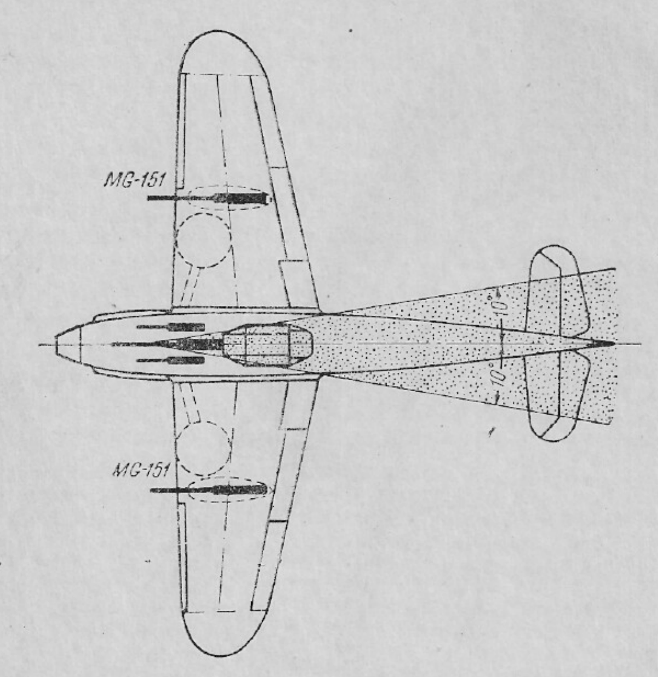
[1] На самолетах некоторых серий в заголовник для улучшения обзора задней полусферы вставлена прозрачная броня.

Уязвимые места Ме-109 Г-2

Мотор жидкостного охлаждения DB-605 A/1 специальной броневой защиты не имеет и поражается пулями всех калибров. Впереди мотора расположен подковообразный непротектированный маслобак, а снизу мотора — маслорадиатор. Они ничем не защищены.

В развале мотора снизу находится агрегат впрыска горючего в цилиндры, который при поражении легко воспламеняется. Два жидкостных радиатора, симметрично расположенных в крыле по обе стороны фюзеляжа (ближе к задней кромке крыла), могут быть пробиты пулями всех калибров под любым ракурсом.

С обеих сторон мотора находятся расширительные бачки охлаждающей жидкости без специальной защиты.



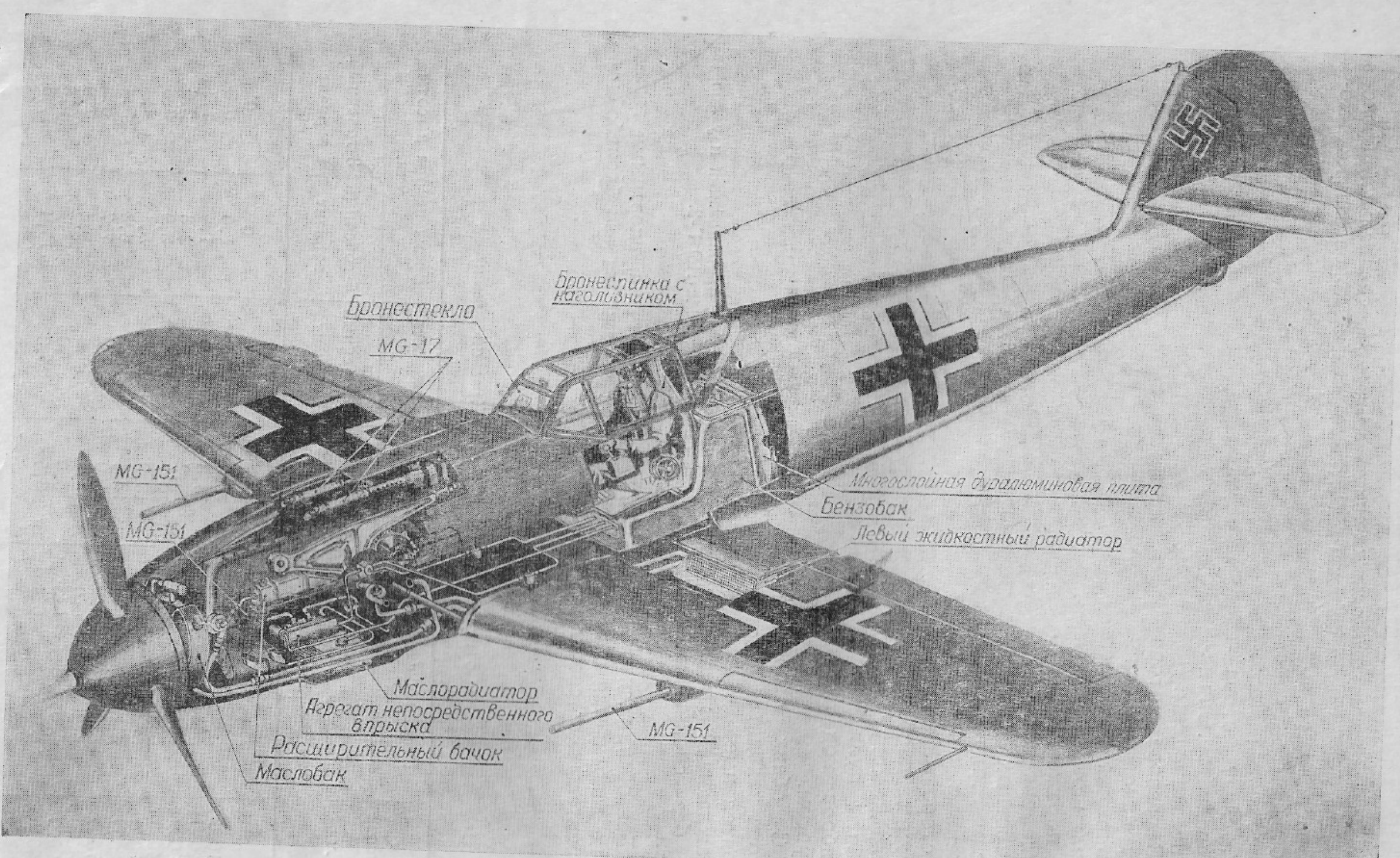
Фиг. 7. Схема вооружения, бронирования и углов бронезащиты Ме-109 Г-2.

Бензобак, расположенный сзади и снизу летчика, инертными газами не заполняется и легко загорается при поражении его бронебойно-зажигательными снарядами (фиг. 8).

Летные данные

(По испытаниям НИИ ВВС Красной Армии)

Высота *м*	Истинная скорость *км/час*		Вертикальная скорость *м/сек*		Время набора высоты мин.	
	5-точечный вариант вооружения	3-точечный вариант	5-точечный вариант	3-точечный вариант	5-точечный вариант	3-точечный вариант
0	505	524	16,8	19	0	0
1000	535	554	17,8	20,2	1,0	0,8
2000	564	582	18,3	21,0	1,9	1,7
3000	586	602	16,2	18,9	2,8	2,6
4000	592	608	16,7	17,5	3,9	3,5
5000	593	610	13,9	16,6	5,1	4,4
6000	621	640	13,4	15,9	6,3	5,4
7000	650	666	11,0	13,2	7,7	6,5
8000	643	660	8,4	10,6	9,4	7,9
9000	630	648	6,0	8,0	11,7	9,8
10000	603	624	3,5	5,3	15,4	12,3



Фиг. 8. Компоновочная схема Ме-109 Г-2 с указанием уязвимых мест

Дальность самолета с пятиточечным вооружением на 0,9 $V_{макс}$ на второй границе высотности равна 545 *км*, дальность самолета с трехточечным вооружением составляет 660 *км*, а на режиме наивыгоднейшей скорости 805 *км*.

Продолжительность боевого полета с 5-точечным вооружением равна в среднем 50 мин.; продолжительность полета с трехточечным вооружением на указанных режимах составляет соответственно 1 ч. 12 мин. и 1 ч. 45 мин.; практический потолок — 11250 *м*, время набора практического потолка 27,5 мин.; время выполнения виража на высоте 1000 *м* — 22,6 сек., а на высоте 5000 *м* — 27 сек.; набор высоты за боевой разворот с высоты 1000 *м* — 1100 *м*; потеря высоты за переворот с 2000 *м* — 650—700 *м*.

С подвесным бензобаком, который может быть подвешен под фюзеляжем вместо бомбы, дальность и продолжительность полета большие.

Посадочная скорость с выпущенными закрылками — 149 *км/час*; разбег самолета — 450 *м*; пробег с применением тормозов и закрылков 475 *м*. Полетный вес самолета — 3235 *кг*; нагрузка на крыло—200 *кг/м²*.

Как видно из таблицы летных данных, наибольшие максимальные горизонтальные скорости самолет имеет на высотах 6000 — 8000 *м*.

Пилотажные качества и обзор

Самолет обладает хорошей маневренностью в вертикальной плоскости, но имеет плохой горизонтальный маневр. Время виража сравнительно большое. При перетягивании ручки самолет как на виражах, так и на вертикальном маневре срывается в штопор без предупреждения.

В управлении самолет тяжел, особенно на руль высоты; при выполнении пилотажа требуются значительные усилия.

Обзор из кабины затруднен; назад обзор плохой — зашедшего в хвост противника не видно, что значительно снижает боевые качества самолета в воздушном бою.

Эксплоатационные качества

Работа летчика значительно облегчена автоматизацией управления створками радиатора и связью управления винтом с сектором газа. Летчик, действуя одним лишь сектором газа, одновременно воздействует и на винт. Все это позволяет ему сосредоточить внимание преимущественно на ведении боя.

В эксплоатации самолет весьма прост.

Доступ к мотору и агрегатам винтомоторной группы, благодаря удачной конструкции капота — удобен, что облегчает осмотр и аэродромное обслуживание.

Развитие самолета Мессершмитт Ме-109

1. Самолет Мессершмитт Ме-109 был спроектирован в 1936—1937 гг. как скоростной истребитель, рассчитанный на крупносерийное производство. В июне 1937 г. он был представлен на международных авиационных состязаниях в Цюрихе (Швейцария) под маркой БФ-109 [1] в двух вариантах, различавшихся лишь винтомоторной установкой.

Первый вариант — с перевернутым V-образным мотором жидкостного охлаждения Юнкерс ЮМО-210, номинальной мощностью 615 *л. с.* на высоте 3700 *м*.

---

[1] Под маркой БФ выпускались первые серии самолетов фирмы Мессершмитт, которая прежде называлась „Байерише Флюгцейгверке".

Второй вариант — с перевернутым V-образным мотором жидкостного охлаждения Даймлер-Бенц DB-600 A/B, номинальной мощностью 800 *л. с.* у земли при 2200 об/мин.

Первый вариант с мотором ЮМО-210 показал среднюю скорость 409,6 *км/час* на дистанции 202 *км* по замкнутой кривой (4 × 50,5 *км*).

Второй вариант с мотором DB-600 A/B занял первое место в состязании на быстрейшее выполнение вертикального маневра — подъем на высоту 3000 *м* с последующим пикированием до высоты 300—100 *м*. Эта эволюция была им выполнена за 2 мин. 5,7 сек.

2. На рекордном варианте самолета БФ-113 с мотором Даймлер-Бенц мощностью 1000 *л. с.* 11 ноября 1937 г. был установлен международный рекорд скорости для сухопутных самолетов — 610,95 *км/час* на базе 3 *км*. Рекордный вариант отличался увеличенной нагрузкой на крыло за счет уменьшения его площади и более тонким профилем крыла.

3. В 1938 г., в период германо-итальянской интервенции в Испании, немцы применили самолет Ме-109 на фронте. Война обнаружила некоторые слабые места Мессершмитта: плохой горизонтальный маневр, отсутствие брони, небольшую дальность. После окончания войны в Испании немцы начинают большую работу по усовершенствованию самолета Ме-109. Одновременно с модернизацией серийного самолета не прекращалась работа над его рекордными вариантами.

4. В апреле 1939 г. в Аугсбурге (Германия) на рекордном варианте самолета Мессершмитт БФ-109Р с форсированным мотором Даймлер-Бенц DB-601A мощностью 1800 *л. с.* при 3500 об/мин. установлен мировой рекорд скорости на базе 3 *км* — 755,138 *км/час*.

5. К началу войны в Европе основным типом истребительной авиации германских ВВС был самолет Мессершмитт Ме-109Е с мотором Даймлер-Бенц DB-601A мощностью 1100 *л. с.*

6. Осенью 1941 г. появился модифицированный самолет Ме-109Ф с мотором DB-601N мощностью 1270 *л. с.* на режиме боевого номинала. Серия «Ф» имеет ряд выпусков: Ме-109Ф1, Ме-109Ф2, Ме-109Ф4, Ме-109Ф4Р1 и т. д., которые имеют незначительные отличия в оборудовании или мотор другой марки. Наиболее значительные конструктивные изменения в период войны самолет претерпел именно в серии Ф.

7. В середине 1942 г. появилась модификация — самолет Ме-109 Г-2, описанная в начале книги.

Летом 1943 г. на советско-германском фронте появились дальнейшие модификации самолета Ме-109 под марками Ме-109 Г-4 и Ме-109 Г-6.

На самолете Ме-109 Г-4 устанавливается прежний мотор DB-605 A/1. Конструктивным переделкам на Г-4 подверглись только посадочные органы. Плоскость колеса шасси, которая у Ме-109 Г-2 была параллельна оси амортизационной ноги, повернута у Ме-109 Г-4 до положения, близкого к вертикальному. В связи с этим в верхней обшивке крыла сделаны вырезы, закрытые обтекателями, для размещения колес, не вписывающихся при новом положении в профиль крыла. Хвостовое колесо установлено увеличенных размеров — 350 × 135 *мм*, как на самолетах ФВ-190, поэтому оно не убирается, так как хвостовая часть фюзеляжа осталась без изменений. Цилиндр убирания и выпуска хвостового колеса на самолете остался; проводка гидросистемы отключена.

Вооружение такое же, как на самолете Ме-109 Г-2 в трехточечном варианте. Оно состоит из мотопушки калибра 20 *мм* и двух синхронных пулеметов калибра 7,92 *мм*.

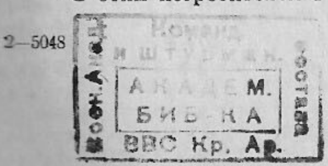
Полетный вес Ме-109 Г-4, по сравнению с Ме-109 Г-2 с трехточечным вооружением, практически не изменился.

Основные конструктивные отличия модификаций самолета Ме-109

Самолет	Ме-109	Ме-109Е[1]	Ме-109Ф	Ме-109 Г-2
Мотор	ЮМО-210	DB-601A	DB-601N-1	DB-605 A/1
Год выпуска	1937	1939—1941	1941—1942	1942—1943
Крыло				
Законцовка крыла	Прямая		Эллиптическая	
Тип элеронов	Щелевые зависающие		Фрайз-независающие	
Тип закрылков	Щелевые неразрезные		Простые на шомполах, разрезные; центропланная часть служит створкой жидкостного радиатора	
Предкрылок	Имеется	Укорочен в связи с установкой пушки в крыле	Укорочен в связи с изменением законцовки крыла	
Тяга, синхронизирующая давление подвесок предкрылков	Имеется		Отсутствует	
Площадь крыла, $м^2$	16,756	16,30	16,16	16,16
Размах крыла, *м*	9,9	9,9	9,9	9,9
Длина самолета, *м*	8,68	8,660	9,16	9,16
Фюзеляж				
Первый шпангоут			Усилен в связи с установкой моторной пушки	
Хвостовой отсек		Уменьшен вырез под хвостовое колесо в связи с установкой неубирающегося колеса	Изменен вырез под хвостовое колесо и установлен кожух под убирающееся колесо	
Крепление хвостового отсека к фюзеляжу			Усилено	
Фонарь	Верхние стекла закругленные		Верхние стекла плоские	

[1] С этим истребителем Германия вступила в войну с СССР.

2—5048





Продолжение

Самолет	Ме-109	Ме-109Е	Ме-109Ф	Ме-109 Г-2
Мотор	ЮМО-210	DB-601A	DB-601N-1	DB-605 A/1
Год выпуска	1937	1939—1941	1941—1942	1942—1943
Оперение				
Стабилизатор	Подкосный		Свободнонесущий	
Профиль киля	Симметричный		Несимметричный	
Хвостовое колесо				
Схема костыля	Убирающееся	Неубирающееся	Полуубирающееся	
Винтомоторная группа				
Октановое число горючего	87	87	100	87
Сухой вес мотора, *кг*	440	590	699	745
Винт	Двухлопастный деревянный	Трехлопастный металлический		
Тип винта	Фиксированного шага	Регулируемого в полете шага	Постоянных оборотов	
Диаметр винта, *м*	3,06	3,1	3,0	
Ширина лопасти, *мм*	—	222	245	305
Автомат винта	Отсутствует	Установлен[1]	Установлен	
Моторная рама	Цельносварная	Электронная штампованная с трубчатыми подкосами		
Бензобак	—	Дуралюминовый протектированный	Мягкий протектированный	
Маслобак	За мотором	За противопожарной перегородкой	В носке мотора	
Маслорадиатор	Под левым крылом	Под капотом мотора	На нижней крышке капота	
Габариты маслорадиатора, *мм*	Глубина по потоку 170	230	455×130×250	
Площадь лба маслорадиатора, *м²*	—	0,065	0,059	
Управление створками маслорадиатора	Ручное		Автоматическое	

[1] До выпуска Е7 отсутствовал.

Продолжение

Самолет	Ме-109	Ме-109Е	Ме-109Ф	Ме-109 Г-2
Мотор	ЮМО-210	DB-601A	DB-601N-1	DB-605 A/1
Год выпуска	1937	1939—1941	1941—1942	1942—1943
Охлаждающая жидкость	Вода		Вода + гликоль 1 : 1	
Водорадиатор	1 под капотом	2 под крыльями		
Габариты водорадиатора, *мм*	—	Глубина по потоку 170	775×215×170	
Площадь лба водорадиатора, $м^2$	0,18	0,14×2	0,167×2	
Клапаны для перекрытия водосистемы (на случай выхода из строя радиаторов)	Отсутствуют		Установлены	
Сепаратор пара	Два под расширительным бачком	Один комбинированный в расширительном бачке	Два на выходе из блоков	
Расширительный бачок	Один подковообразный в передней части мотора		Два по бокам мотора	
Управление створками радиаторов	Ручное		Автоматическое	
Система разжижения масла	Отсутствует		Имеется	
Выхлопная система	Индивидуальные патрубки нереактивного типа		Индивидуальные патрубки реактивного типа	

Кабина и оборудование

Регулировка сиденья	—	В полете	На земле	
Компас	—	Магнитный	Электрический дистанционный	
Указатель поворотов	—	Вакуумный	Электрический	
Комбинированный прибор (указатели поворотов, скольжения и авиагоризонт)	Отсутствует		Установлен [1]	Установлен

[1] До выпуска Ф4 отсутствовал.

Продолжение

Самолет	Ме-109	Ме-109Е	Ме-109Ф	Ме-109 Г-2
Мотор	ЮМО-210	DB-601A	DB-601N-1	DB-605 A/1
Год выпуска	1937	1939—1941	1941—1942	1942—1943

Вооружение и бронирование

Стрелковое вооружение	Два синхронных пулемета MG-17 калибра 7,92 *мм*	*Первый вариант* Два синхронных пулемета MG-17 калибра 7,92 *мм* и два крыльевых пулемета MG-17 *Второй вариант* Два синхронных пулемета MG-17 и две крыльевые пушки MGFF калибра 20 *мм*	Два синхронных пулемета MG-17 калибра 7,92 *мм* и одна мотопушка MG-151 калибра 15 *мм*	*Первый вариант* Два синхронных пулемета MG-17 калибра 7,92 *мм*, одна мотопушка MG-151 калибра 20 *мм* и две подкрыльные пушки MG-151 калибра 20 *мм* *Второй вариант* Два синхронных пулемета MG-17, одна мотопушка MG-151
Боезапас	2000×7,92	1) 2000×7,92 и 1000×7,92 2) 2000×7,92 и 120×20	1000×7,92 200×15	1000×7,92 460×20
Бронирование	Отсутствует	1) Бронеспинка[1]	1) Бронеспинка, загнутая под сиденье 2) Дуралюминовая броня за баком[2] 3) Наголовник	1) Бронеспинка, загнутая под сиденье 2) Дуралюминовая плита за баком 3) Наголовник 4) Бронестекло в козырьке фонаря и в заголовнике на некоторых выпусках

[1] Только с выпуска Е7.
[2] До выпуска Ф4 отсутствовала.

Летно-тактические данные Ме-109 Г-4 и Ме-109 Г-2 в трехточечном варианте практически одинаковы.

Истребитель Ме-109 Г-6 имеет следующие отличия от Ме-109 Г-4:

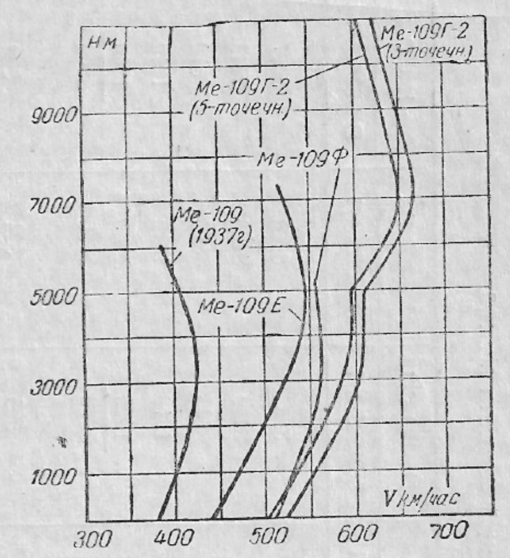
1. Увеличены размеры основных колес.

2. Усилены амортизационные стойки.

3. Изменена хвостовая часть фюзеляжа (с целью уборки хвостового колеса).

4. Хвостовое колесо убирается в полете.

5. Стрелковое вооружение усилено путем замены пулеметов MG-17 калибра 7,92 *мм* крупнокалиберными пулеметами MG-131 калибра 13 *мм*, также стреляющими через диски винта. Общий боезапас пулеметов — 400 патронов.



Фиг. 9. Максимальные скорости модификаций Ме-109 Г-2 по высотам.

На самолет Ме-109 Г-6 устанавливается мотор DB-605 A/1, тот же что и на Ме-109 Г-2 и Ме-109 Г-4.

По некоторым (непроверенным) данным на Ме-109 Г-6, устанавливаются также моторы, мощность которых на 200 *л. с.* больше мощности DB-605 A/1.

Выводы

1. В первые два года войны основным самолетом истребительной авиации немцев являлся Мессершмитт Ме-109.

К началу войны (июнь 1941 г.) истребитель Ме-109Е был серийным, тщательно отработанным и доведенным самолетом, но его основные летно-тактические данные по сравнению с новыми истребителями других стран были ниже, что вынудило немцев прибегнуть к срочной его модификации, в результате которой уже осенью 1941 г. на фронте появился модифицированный самолет Ме-109Ф.

2. Модифицированный самолет Ме-109Ф имел:

а) лучшую аэродинамику,

б) более мощный мотор, для которого требовалось горючее с октановым числом 100,

в) центральную мотопушку (вместо двух крыльевых у Ме-109Е),

г) мягкий бензобак (вместо дуралюминового у Ме-109Е),

д) лучшую бронезащиту (добавлен наголовник, бронеспинка загнута под сиденье; позднее была установлена дуралюминовая перегородка за баком),

е) автоматическое управление заслонками радиаторов.

В результате этих изменений значительно повысилась максимальная горизонтальная скорость самолета и улучшилась его скороподъемность.

3. В дальнейшем эти улучшения летных данных оказались недостаточными, и в конце лета 1942 г. появилась вторая основная модификация самолета за первые два года войны под маркой Ме-109 Г-2.

На самолетах этой модификации был установлен более мощный и более высотный мотор, усилено вооружение путем размещения двух

Сравнительная таблица летно-тактических данных модификаций самолета Ме-109

Самолет	Ме-109	Ме-109Е	Ме-109Ф	Ме-109 Г-2	Ме-109 Г-2	Ме-109 Г-4
Мотор	ЮМО-210	DB-601A	DB-601N-1	DB-605-A/1	DB-605-A/1	DB-605-A/1
Полетный вес, *кг*	1782	2605	2780	3235	3023	3027
Вес пустого самолета, *кг*	1382	2016	2209	2490	2428	2448
Вес нагрузки, *кг*	400	589	571	745	595	579
Номинальная мощность у земли, *л. с.*	—	1045	—	1310	1310	1310
Мощность мотора на расчетной высоте, $\frac{л.\ с.}{м}$	$\frac{615}{3700}$	$\frac{1050}{4100}$	$\frac{1085}{4000}$	$\frac{1300}{5800}$	$\frac{1300}{5800}$	$\frac{1300}{5800}$
Максимальная горизонтальная скорость, *км/час*:						
у земли	380	440	510	505	524	508
на высоте 1000 *м*	396	469	528	535	554	536
на высоте 3000 *м*	422	521,5	562	586	602	578
на высоте 5000 *м*	410	546	556	593	610	594
на высоте 7000 *м*	—	523	—	650	666	650
на высоте 9000 *м*	—	—	—	630	648	625
Вертикальная скорость, *м/сек*:						
у земли	7,0	11,2	16,9	16,8	19	17,3
на высоте 3000 *м*	7,3	14,9	16,0	16,2	18,9	15,8
на высоте 5000 *м*	3,55	10,8	10,6	13,9	16,6	13,6
Время набора высоты 5000 *м*, мин.	13,0	6,3	5,4	5,1	4,4	5,2
Набор высоты за боевой разворот с 1000 *м*, *м*	—	500	850	1100	1100	1150

Продолжение

Самолет	Ме-109	Ме-109Е	Ме-109Ф	Ме-109 Г-2	Ме-109 Г-2	Ме-109 Г-4
Мотор	ЮМО-210	DB-601A	DB-601N-1	DB-605-A/1	DB-605-A/1	DB-605-A/1
Время виража на высоте 1000 *м*, сек.:						
левого	16,0	26,5	20,5	22,6	20,0	20,5
правого	15,9	29,4	19,6	22,8	21,5	21,0
Практический потолок, *м*	6600	10000	8750	11250	11900	10350
Разбег, *м*	—	305	310	450	345	—
Пробег, *м*	—	473	418	475	400	—
Дальность, *км*:	500	—	850—900	545	660	645
при скорости, *км/час*	389	—	310	$0{,}9\ V_{max}$	$0{,}9\ V_{max}$	$0{,}86\ V_{max}$
на высоте, *м*	4000	—	—	—	5000	5100
Запас горючего, *кг*	175	296	300	300	300	300
Площадь крыла, $м^2$	16,756	16,30	16,16	16,16	16,16	16,16
Нагрузка на крыло, $кг/м^2$	106,4	160	172	200	187	187
Мощность на 1 $м^2$ крыла, *л. с.*	36,7	67,5	77,4	80,5	80,5	80,5
Мощность на 1 *кг* полетного веса, *л. с.*	0,345	0,422	0,45	0,403	0,430	0,430
Вооружение стрелковое	2×7,92	4×7,92 или 2×7,92 2×20	1×15 2×7,92	3×20 2×7,92	1×20 2×7,92	2×7,92+ +1×20
Вооружение бомбардировочное	нет	1 × 250, или 4 × 50, или 80 × 2 *кг* в четырех контейнерах				

пушек калибра 20 *мм* в обтекателях под крыльями (что фактически было осуществлено не на всех самолетах) и поставлена прозрачная броня толщиной 60 *мм* в передней неподвижной части фонаря кабины летчика.

Аэродинамика самолета в основном осталась такой же, как и самолета Ме-109Ф. У земли максимальная горизонтальная скорость самолета Ме-109 Г-2 с пятиточечным вооружением и вертикальная скорость до высоты 3000 *м* практически остались такими же, как у самолета Ме-109Ф. Повышение этих летных данных на больших высотах обусловлено исключительно увеличением мощности и высотности мотора DB-605 A/1, так как полетный вес самолета возрос на 450 *кг*, а аэродинамику Ме-109 Г-2 по сравнению с Ме-109Ф улучшить не удалось.

4. На самолетах последних модификаций ухудшились условия работы летчика — ухудшился обзор, в управлении самолет стал тяжел, особенно на руль высоты (при выполнении пилотажа требуются значительные усилия). При перетягивании ручки на виражах и на вертикальном маневре самолет сваливается в штопор без предупреждения.

5. Горизонтальный маневр самолета Ме-109 Г-2 с пятиточечным вооружением еще более ухудшился.

6. Повышение мощности и высотности мотора DB-605 A/1 по сравнению с DB-601N было достигнуто в результате значительных конструктивных изменений мотора. При этом мотор стал менее надежным (при испытании трофейных моторов DB-605 A/1 на станке наблюдалось много дефектов; у всех трофейных моторов форсаж был отключен).

7. 300-*кг* запас горючего на всех модифицированных самолетах, начиная с Ме-109Е, практически оставался без изменения. Умеренная дальность и продолжительность полета самолета в случае необходимости повышались путем подвески дополнительных бензобаков под фюзеляжем.

8. Несмотря на принятые меры по повышению живучести самолета Ме-109 Г-2, он имеет много уязвимых мест. Наиболее уязвимой частью самолета является винтомоторная группа — жидкостный мотор, масло- и водорадиаторы, масло- и бензобаки, система впрыска горючего и расширительные бачки.

Появление летом 1943 г. новых модификаций Ме-109 под марками Ме-109 Г-4 и Ме-109 Г-6 свидетельствует о стремлении немцев удержать на вооружении хорошо отработанный и освоенный в массовом производстве истребитель. Одним из недостатков самолета Ме-109 является слабость посадочных органов. Путем минимальных конструктивных переделок в модификации Ме-109 Г-4 уменьшен износ покрышек колес и возможность их срыва.

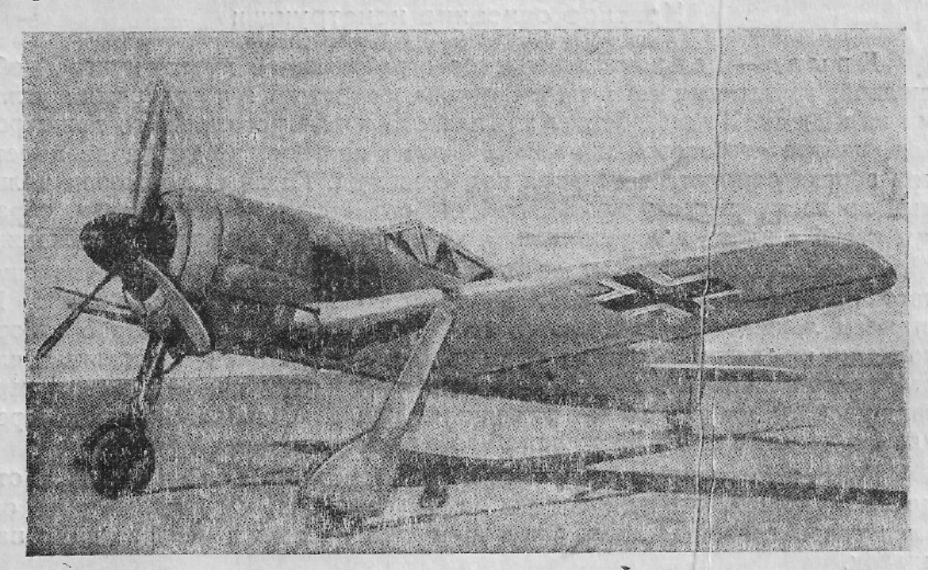
Снятие подкрыльных пушек на самолетах Ме-109 Г-4 и Ме-109 Г-6 и усиление центрального вооружения на Ме-109 Г-6 свидетельствует о неудовлетворительности летных данных Ме-109 Г-2 с пятиточечным вооружением (снижение максимальной скорости на 16 *км/час* против трехточечного варианта) и о большей целесообразности трехточечной схемы для данного самолета.

10. Несмотря на неоднократные модернизации, самолет Ме-109 перестает быть единственным серийным истребителем немецкой авиации.

На третьем году войны немцы были вынуждены изменить своему правилу — иметь на вооружении только один одноместный одномоторный истребитель — и начали широко применять на нашем фронте новый истребитель ФВ-190.

Фокке-Вульф ФВ-190 А-4

Истребитель Фокке-Вульф-190 представляет собой одноместный одномоторный моноплан цельнометаллической конструкции с низко расположенным крылом без предкрылков, свободнонесущим оперением, убирающимся шасси и полуубирающимся хвостовым колесом.



Фиг. 10. ФВ-190 А-4. Вид спереди.

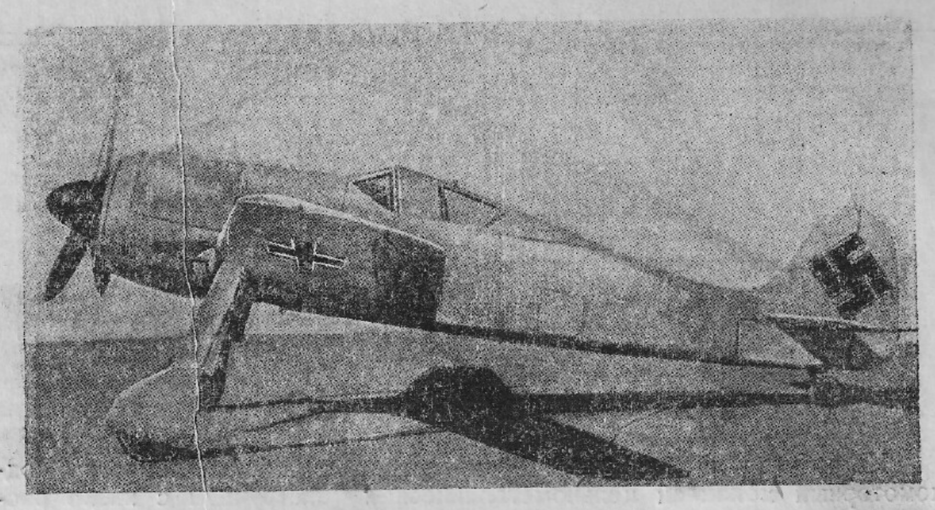
На самолете установлен 14-цилиндровый звездообразный мотор воздушного охлаждения BMW-801D.

Самолет имеет пушечно-пулеметное вооружение и броневую защиту летчика и некоторых агрегатов винтомоторной группы.

Истребитель ФВ-190 был спроектирован в 1938—1939 гг. главным конструктором фирмы Фокке-Вульф Куртом Танк, создателем самолета-разведчика ФВ-189 и тяжелого бомбардировщика ФВ-200 «Курьер».

Опытный экземпляр самолета ФВ-190 был построен в начале 1941 г. В сентябре 1941 г. было впервые отмечено участие этого истребителя в боевых операциях. Однако начало массового применения его относится только к концу 1942 г.

Самолет выпускается сериями, обозначаемыми буквой, добавляемой к шифру самолета. Каждая серия имеет ряд выпусков, обозначаемых очередным номером. Например, четвертый выпуск самолета ФВ-190 серии А обозначается ФВ-109 А-4.



Фиг. 11. ФВ-190 А-4. Вид сбоку.

Краткое описание конструкции

Крыло — цельнометаллическое с работающей дуралюминовой обшивкой, трапецевидной в плане формы, со слегка закругленными углами на концах. Крыло состоит из главного и вспомогательного лонжеронов, набора стрингеров и нервюр. Крыло цельное, разъемов не имеет, при сборке самолета заводится под фюзеляж. Главный лонжерон цельный по всему размаху крыла, средняя его часть отведена назад, образуя изгиб в плане для размещения колес шасси в убранном положении.

Главный лонжерон имеет двутавровые сечения и состоит из гнутого швеллера, выполненного из толстого листового дуралюмина. К стенкам лонжерона приклепаны профили, образующие вместе с отбортовками швеллера верхнюю и нижнюю полки. Полки консольных частей переменного сечения. В средней части они усилены накладками толщиной 20 *мм* на участке фюзеляжа. Накладки сходят на-нет к середине консоли. Стенки лонжерона постоянной толщины.

Вспомогательный задний лонжерон разрезной, состоит из двух отдельных частей, не проходящих через фюзеляж. По конструкции он аналогичен главному лонжерону, но полки не имеют усиливающих накладок.

Шесть нервюр (первая, предпоследняя от конца крыла и четыре в отсеке, где установлена пушка MG-FF) выполнены из листового дуралюмина с отбортовками, образующими полки. Остальные нервюры состоят каждая из двух несвязанных между собой частей — верхней и нижней.

Крыло собирается из двух панелей. Верхняя панель состоит из верхней обшивки с приклепанными к ней лонжеронами, стрингерами и полунервюрами, связывающими лонжероны между собой. Нижняя панель состоит из нижней обшивки с приклепанными к ней стрингерами и полунервюрами. Нижняя панель приклепывается к полкам лонжеронов.

Полунервюры каждой панели для устойчивости скреплены между собой по размаху дуралюминовыми лентами.

Носок крыла со своими нервюрами крепится к главному лонжерону при помощи ориентирующихся анкерных гаек.

Верхняя обшивка заканчивается у бортов фюзеляжа. Над пушками MG-FF обшивка состоит из трех слоев.

Крыло стыкуется с фюзеляжем в пяти точках. Два вертикальных болта соединяют узлы фюзеляжа с верхними полками главного лонжерона. Один горизонтальный болт соединяет центр нижней полки главного лонжерона с фюзеляжем. Два горизонтальных болта соединяют вспомогательный лонжерон с фюзеляжем.

Крыло снабжено разрезными щитками. Размах каждого щитка 2,4 *м.* Управление щитками электрическое. Щиток управления с тремя кнопками установлен на левом пульте кабины пилота. Против кнопок имеются таблички с надписями: «старт», «выпущено», «убрано». При нажатии на кнопку «старт» щитки опускаются на 10°, при нажатии на кнопку «выпущено» щитки опускаются на 60° (посадочное положение); при нажатии на кнопку «убрано» щитки убираются.

В кабине и на верхних поверхностях крыла имеются индикаторы положения щитков.

Элероны типа Фрайз имеют хорду 460 *мм.* Точка подвески элерона отстоит от передней его кромки на 140 *мм.* Конструкция элерона состоит из жесткого дуралюминового носка и дуралюминового каркаса. Обшивка полотняная. Управление элеронами жесткое.

Ф ю з е л я ж — цельнодуралюминовый монокок с работающей обшивкой. Форма фюзеляжа образована овальными сечениями с вертикальными осями, несколько большими, чем горизонтальные.

Фюзеляж разъемный и состоит из передней и хвостовой частей. Передний шпангоут хвостовой части стыкуется с задним шпангоутом передней части при помощи болтов, расположенных по окружности.

Передняя часть фюзеляжа состоит из двух частей — кабинной и средней. Соединение их неразъемное (заклепочное). Шпангоуты фюзеляжа выштампованы из дуралюминовых листов.

Средняя часть фюзеляжа собирается из трех панелей — двух боковых и одной нижней. Шпангоуты ее состоят из трех частей каждый и имеют специальные отбортовки для прохода стрингеров. Таким образом каждая панель состоит только из обшивки и приклепанных к ней частей шпангоутов. При сборке панелей части шпангоутов склепываются, а места стыков обшивки усиливаются гнутыми дуралюминовыми стрингерами, вместе с которыми проклепывается обшивка.

Основные стрингеры передней части фюзеляжа неразрезные. Они прокладываются по обшивке при совместной сборке кабинной и средней частей фюзеляжа через отверстия, образованные отбортовками шпангоутов, и проклепываются вместе с обшивкой.

Хвостовая часть фюзеляжа выполнена заодно с килем.

Ф о н а р ь к а б и н ы состоит из передней короткой неподвижной части и подвижного колпака длиной около 1,5 *м.*

Передний козырек из пулестойкого стекла наклонен назад под углом 30° к продольной оси самолета. Боковые плоские панели неподвижной части сделаны из плексигласа.

Подвижный колпак, состоящий из цельного куска гнутого плексигласа и гаргрота верхней части фюзеляжа, полностью сдвигается назад, перемещаясь по направляющим профилям, не выступающим наружу за обводы фюзеляжа. Открывается фонарь при помощи закрепленной на правой стороне фонаря зубчатой рейки, приводимой в движение шестерней, укрепленной на правом борту кабины. Шестерня поворачивается рукояткой *1* (фиг. 20), снабженной стопором. Между рукояткой и шестерней неподвижно укреплен диск *2* (фиг. 20) с расположенными по его окружности отверстиями. Для открытия фонаря необходимо оттянуть и одновременно вращать рукоятку. Когда рукоятка отпущена, штырь стопора входит в ближайшее отверстие диска, чем достигается фиксирование колпака в любом положении. На переднем кон-

це зубчатой рейки имеется ограничитель, удерживающий колпак в крайнем заднем положении.

Вдоль оси колпака за сиденьем пилота установлены две телескопические трубы — внутренняя, неподвижно прикрепленная к фюзеляжу, и внешняя, перемещающаяся вместе с колпаком в роликовых направляющих, смонтированных в верхней части фюзеляжа. В передней части внутренней трубы помещен пиропатрон. Задний конец подвижной трубы заглушен.

В случае аварии для сбрасывания колпака необходимо нажать на аварийный рычаг *3* (фиг. 20), расположенный рядом с рукояткой нормального открытия. При этом плечо рычага нажимает на зубчатую рейку, выводя ее из зацепления с шестерней и освобождая этим самым ограничитель. Одновременно происходит взрыв пиропатрона. Образовавшиеся при взрыве газы действуют на заглушку внешней телескопической трубы и сообщают первоначальный импульс колпаку, который после этого сбрасывается напором воздушного потока [1].

К а б и н а по размерам невелика, но скомпонована рационально. Обогревается она теплым воздухом, подводимым в нее от мотора, и хорошо вентилируется. Сиденье пилота регулируется по высоте только на земле.

Х в о с т о в о е   о п е р е н и е свободнонесущее. Регулируемый в полете стабилизатор цельнодуралюминовой конструкции шарнирно прикреплен своим задним лонжероном к фюзеляжу. К переднему лонжерону стабилизатора присоединен самотормозящий червяк, управляющий стабилизатором при помощи электромотора. Стабилизатор регулируется в пределах ±4°. На левом пульте кабины, за сектором газа, помещен индикатор положения стабилизатора.

Рули высоты и поворота имеют дуралюминовые каркасы и полотняную обшивку. Аэродинамическая компенсация роговая. Триммеров нет. Все органы управления (рули и элероны) снабжены отгибаемыми на земле пластинками размером 300 × 25 *мм*. Пластинки эти перфорированы для увеличения их размаха при сохранении потребной для компенсации площади. Таким образом изменение усилия на ручке достигается только перестановкой стабилизатора. Табличка в кабине пилота указывает, что выпускать шасси на скорости ниже 200 *км/час* запрещено (вследствие резкого изменения балансировки машины, которое может привести к потере скорости).

Проводка управления рулями смешанная, в основном она выполнена из толстой проволоки диаметром 5—6 *мм*; на участке же от ручки управления до качалки за кабиной пилота — трубчатая тяга.

Ш а с с и высокое, одностоечное, консольно-подкосного типа, с широкой колеей. Ноги шасси в выпущенном положении наклонены к оси самолета для уменьшения стояночного угла и ширины колеи. Колеса убираются в фюзеляж между мотором и главным лонжероном крыла. В убранном положении стойки и колеса полностью закрыты щитками, установленными на стойках и шарнирно прикрепленными к крылу, и створками, шарнирно прикрепленными к профилю на оси фюзеляжа. Створки открываются при помощи особого устройства только в момент прохождения колеса. При выпущенном положении шасси эти створки частично закрывают вырезы в крыле, что несколько улучшает свойства самолета при планировании с выпущенным шасси.

У б и р а н и е   и   в ы п у с к   ш а с с и производится при помощи электромоторов. Механика уборки проста. Барабан, приводимый в дви-

[1] На изученном экземпляре самолета пиропатрон и электропроводка к нему отсутствовали. Для аварийного сбрасывания первоначальный импульс колпаку сообщался рукояткой нормального открытия, а освобождается колпак аварийным рычагом.

жение электромотором, действует на связанный с ним складывающийся подкос, который, поворачиваясь, тянет за собой ногу шасси. При этом нога поворачивается вокруг точки своей подвески на главном лонжероне крыла.

Имеется приспособление, обеспечивающее равномерность нагрузки на электромотор. Устроено оно так: к ведущему барабану эксцентрично присоединен шток пневматического цилиндра, шарнирно закрепленного на главном лонжероне. В начале движения колеса кверху, когда момент веса ноги шасси мал, давление в цилиндре противодействует движению колеса, создавая дополнительную нагрузку на электромотор. После прохождения конца штока через мертвую точку давление в цилиндре будет сообщать барабану момент, способствующий убиранию шасси и разгружающий таким образом электромотор, в то время как момент от веса ноги шасси будет сильно увеличиваться.

При выпуске шасси работа механизма протекает в обратном порядке, причем пневматический цилиндр дожимает складывающийся подкос до замкнутого положения. Это особенно важно при аварийном выпуске.

В конструкции предусмотрен замок убранного положения.

Для указания положения шасси имеются электрический и механический индикаторы.

Амортизация шасси масляно-пневматическая. Максимальный ход поршня 375 *мм*. Размеры колес шасси 700×175 *мм*. Рабочее давление в пневматиках 4 *ат*. Колеса снабжены двухколодочными гидравлическими тормозами, управляемыми при помощи педалей.

Хвостовое колесо полуубирающееся и ориентирующееся. Вилка колеса может поворачиваться на 360°. Предусмотрен механизм стопорения колеса, связанный с тягами руля высоты так, что, когда ручка выбрана на себя, вилка колеса застопорена.

Убирается и выпускается хвостовое колесо одновременно с основными колесами при помощи троса, связывающего замок хвостового колеса с правой стойкой шасси. При убирании шасси трос натягивается, отпирает замок и подтягивает амортизатор хвостового колеса кверху по специальным направляющим. При этом хвостовое колесо убирается, поворачиваясь вокруг точки своей подвески. При выпуске шасси натяжение в тросе падает, и хвостовое колесо под действием пружины и собственного веса опускается, запираясь в крайнем нижнем положении.

Размеры хвостового колеса 350 × 135 *мм*. Давление в пневматике 4,5 *ат*.

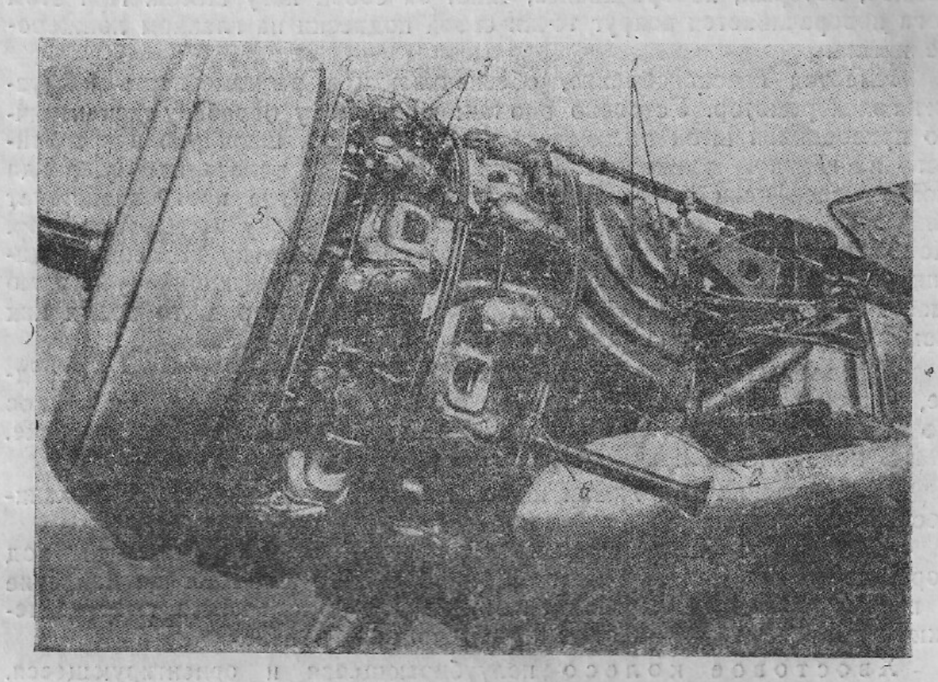
Винтомоторная группа

На самолете установлен двухрядный звездообразный 14-цилиндровый мотор воздушного охлаждения BMW-801D с двухскоростным нагнетателем и непосредственным впрыском, осуществляемым при помощи помпы, снабженной воздухоочистителем.

Мотор имеет одно сдвоенное магнето.

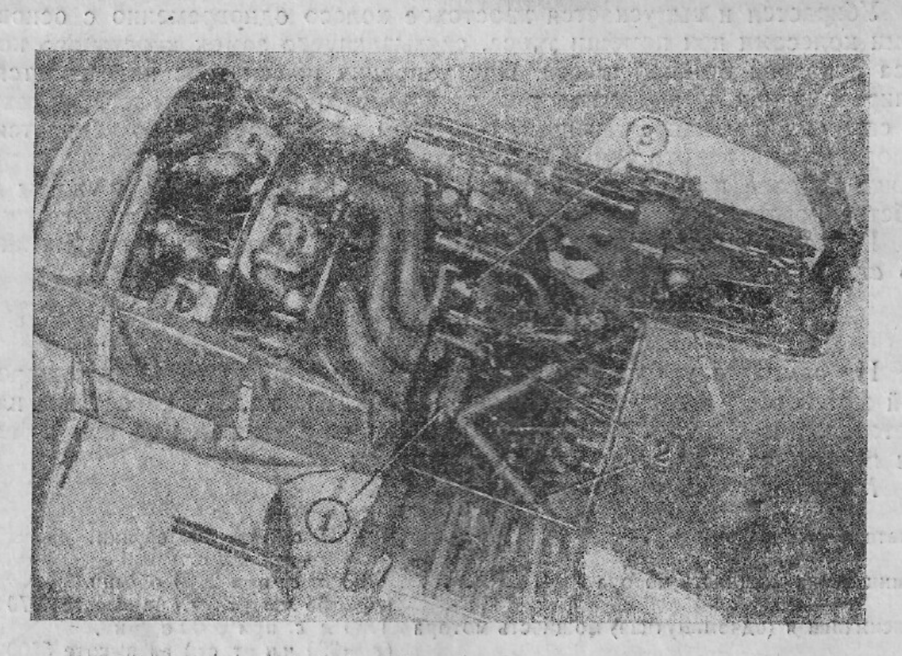
Взлетная мощность мотора . . . . 1580 *л. с.* при 2700 об/мин.
(p_k=970 *мм* рт. ст.)
Номинальная мощность мотора . . . . 1460 *л. с.* при 2400 об/мин.
(p_k=935 *мм* рт. ст.) на высоте 4970 *м*
Максимальная (одноминутная) мощность мотора . 1760 *л. с.* при 3000 об/мин.
(p_k=990 *мм* рт. ст.) на высоте 5500 *м*

Моторная установка (фиг. 12 и 13) весьма компактна. Мотор тщательно закапотирован. Капот диаметром 1320 *мм* плавно переходит в фюзеляж. Из обводов капота выступают только два обтекателя всасы-



Фиг. 12. Моторная установка.

1—выхлопные патрубки; *2*—всасывающий патрубок; *3*—клапанные коробки; *4*—пояс маслобака; *5*—передний кронштейн боковой крышки капота; *6*—задний кронштейн боковой крышки капота.

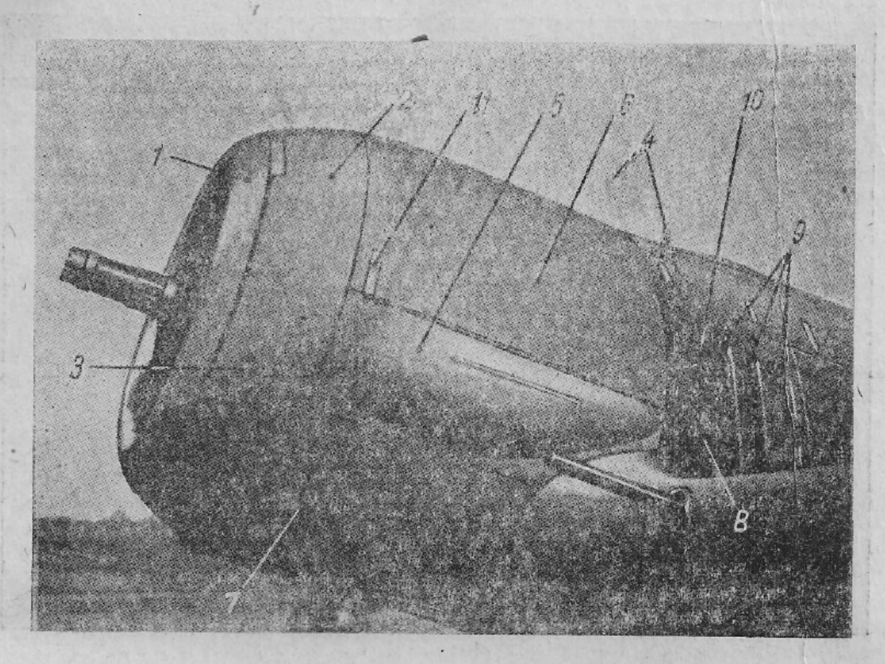


Фиг. 13. Моторная установка.

1—кольцо моторамы; *2*—подкосы моторамы; *3*—обойма амортизатора.

зающих патрубков, расположенные по бокам: обтекатель сливной пробки маслобака и обтекатель нижних выхлопных патрубков.

Капот мотора и замоторного пространства состоит из десяти крышек и двух броневых колец, составляющих переднее кольцо капота. Каркаса капот не имеет. Силовую основу капота составляют четыре кронштейна, укрепленные на клапанных коробках цилиндров мотора, и маслобак, прикрепленный к мотору. Задняя часть переднего кольца прикреплена к маслобаку. Носок переднего кольца укреплен на маслорадиаторе, который, в свою очередь, крепится к маслобаку.



Фиг. 14. Капот мотора и замоторного пространства.

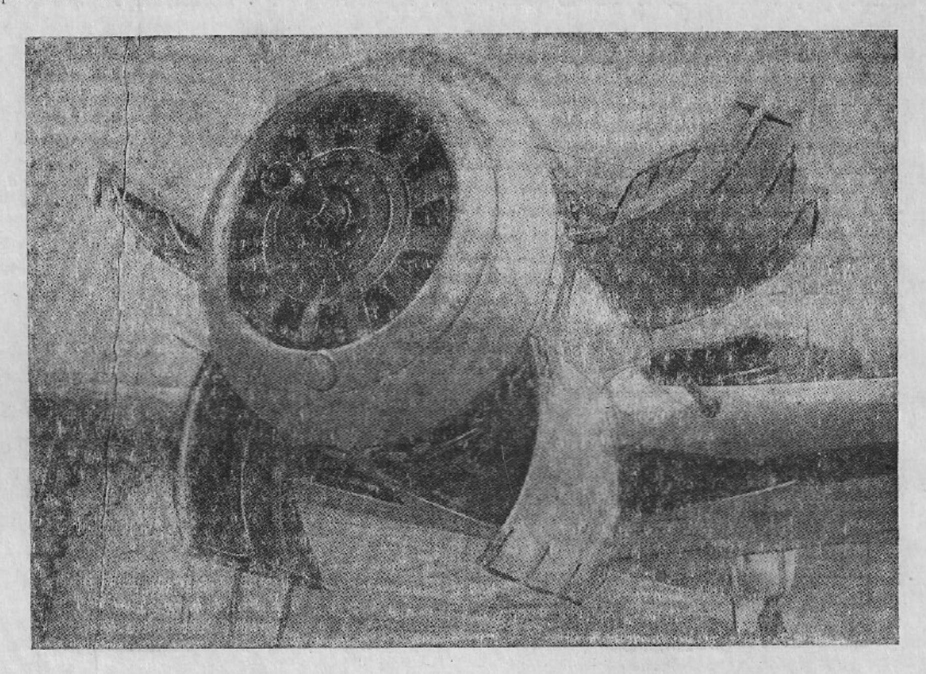
1—переднее бронекольцо; *2*—второе бронекольцо; *3*—щель для выхода воздуха из маслорадиатора; *4*—верхняя крышка замоторного капота; *5*—боковая крышка (левая); *6*—верхняя боковая крышка (левая); *7*—нижняя крышка (левая); *8*—боковая крышка замоторного капота (левая); *9*—щели для выхода охлаждающего воздуха; *10*—отверстие для запуска мотора от руки; *11*—замок капота.

Крышки капота расположены следующим образом. Верхняя передняя крышка крепится при помощи одного замка ко второму броневому кольцу и доходит до плоскости обреза выхлопных патрубков. Эта крышка имеет жолобы для пулеметов, канал для обогрева кабины, расположенной по оси крышки, и два канала для обогрева пулеметов по ее краям. К ней примыкает верхняя крышка замоторного капота *4* (фиг. 14), укрепленная на фюзеляже при помощи шомпола и откидывающаяся назад.

Две боковые крышки *5* (фиг. 14) с приклепанными с внутренней стороны всасывающими патрубками укреплены на кронштейнах *5* и *6* (фиг. 12). К этим крышкам при помощи шомполов прикреплены верхние и нижние боковые крышки. Верхние боковые крышки *6* (фиг. 14) прикрепляются к передней верхней крышке при помощи трех замков каждая. Нижние крышки соединяются между собой по оси капота при помощи трех замков.

Боковые крышки *8* (фиг. 14) замоторного пространства имеют три щели для выхода охлаждающего мотор воздуха и находятся непосредственно над крылом, между плоскостью обреза выхлопных патрубков и

противопожарной перегородкой. Щели жаберного типа расположены одна за другой. Снизу эти крышки подвешены на шомполах; сверху они крепятся при помощи двух замков каждая к верхней крышке замоторного пространства. Боковые крышки замоторного пространства с цилиндрической поверхности переходят в передней своей части в плоскость, так что между этой плоскостью и цилиндрической поверхностью впереди лежащих крышек образуется щель сегментного сечения, в которой находятся выходные отверстия выхлопных патрубков. Эти крышки выполнены из жароупорной стали (фиг. 15).



Фиг. 15. Капот с раскрытыми крышками.

Для доступа к мотору и его агрегатам откидывается соответствующая крышка. В случае необходимости с мотора легко можно полностью снять капот.

Моторная рама сварной конструкции состоит из подмоторного кольца *1* (фиг. 13) и подкосов *2*. Трубчатые сварные подкосы крепятся к кольцу при помощи болтов. Подмоторное кольцо сварено из двух гнутых швеллеров, образующих после сварки коробчатое сечение. Полость подмоторного кольца служит резервуаром маслосистемы, обслуживающей пост автоматического управления мотором.

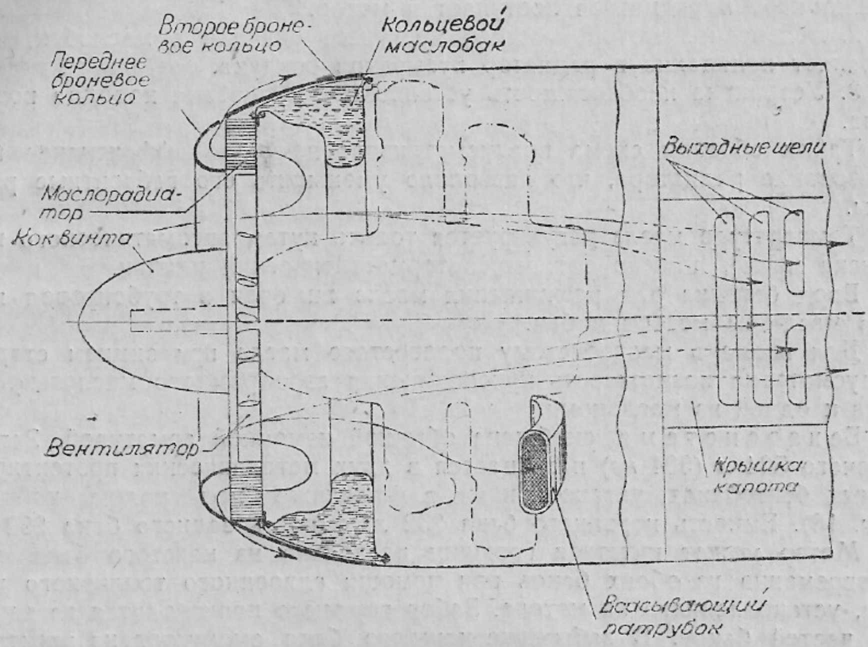
Подвеска мотора по кольцу — эластичная. Десять обойм с резиновыми амортизаторами *3* (фиг. 13) установлены на литом кольце, прикрепленном к картеру мотора.

Моторная рама крепится к фюзеляжу и главному лонжерону при помощи пяти болтов.

Охлаждение мотора принудительное. На валу редуктора установлен двенадцатилопастный вентилятор с передаточным числом 1 : 3,19 по отношению к винту. Этот вентилятор необходим главным образом на режимах взлета и подъема, когда мотор работает на максимальных оборотах, а скорость движения самолета мала, а также при полете на небольших скоростях (до 270 *км/час*). С ростом скорости

действие вентилятора постепенно сводится к нулю и на больших скоростях принимает даже отрицательные значения.

Охлаждающий воздух поступает через входное отверстие капота (между коком винта и передним кольцом) к лопастям вентилятора, который гонит воздух через цилиндры. Наружу воздух выходит через нерегулируемые щели в задних боковых крышках капота[1]. Часть воздуха выходит также через щели между крышками капота и выхлопными патрубками, омывая последние (фиг. 16).



Фиг. 16. Схема циркуляции воздуха.

Таким образом вентилятор является автоматическим регулятором охлаждения, обеспечивающим расход охлаждающего воздуха, в соответствии со скоростью полета и оборотами мотора.

Приборы для замера температуры цилиндров на самолете не установлены, хотя предусмотрена возможность установки термопар на каждом цилиндре вблизи форсунки.

Маслосистема выполнена весьма своеобразно. Кольцевой непротектированный маслобак при помощи клепаного пояса *4* (фиг. 12), являющегося частью конструкции бака, крепится к двенадцати клапанным коробкам *3* (фиг. 12) цилиндров передней звезды. Узлы крепления имеют резиновую амортизацию. Полная емкость бака 67 *л*. Запас масла 55 *л*.

Кольцевой маслорадиатор установлен перед маслобаком и крепится непосредственно к нему. Фронт радиатора 11,3 *дм*^{2}. Глубина по потоку 140 *мм*.

Бак и радиатор закрыты задней частью переднего броневого кольца капота.

Фронт маслорадиатора закрыт броневым носком переднего кольца капота. Между броневыми кольцами по окружности капота имеется нерегулируемая щель *3* (фиг. 14), находящаяся в зоне максимального разрежения. Вследствие разности давлений воздух из капота проходит че-

[1] На некоторых самолетах ФВ-190 эти щели снабжены регулируемыми заслонками.

рез соты радиатора против направления потока и выходит в щель между кольцами.

Маслорадиатор установлен не на выходе из мотора, как обычно, а на входе в него. Поэтому циркуляция масла протекает в обратном порядке: мотор — бак — радиатор — мотор.

Такая схема имеет следующие особенности:

1. Горячее масло, поступающее из мотора в маслобак, частично охлаждается здесь вследствие обдува поверхности бака и уже вторично охлажденное в радиаторе поступает в мотор.

2. Вспененное мотором масло поступает сначала в маслобак, что устраняет попадание в радиатор пузырьков воздуха.

3. Устранена необходимость установки в маслобаке колодца подогрева.

Таким образом схема предусматривает наиболее эффективное использование радиатора, что позволило уменьшить его габаритные размеры.

Температура масла регулируется только путем автоматического перепуска масла, помимо сот, через термостатический клапан.

Ввод бензина для разжижения масла включен в трубопровод подачи масла из мотора в бак.

Для ввода в маслосистему подогретого масла при зимнем старте предусмотрена возможность присоединения аэродромного маслозаправщика к одной из маслопомп.

Бензосистема снабжена обычной немецкой арматурой. Запас горючего 524 *л* (394 *кг*) помещается в двух металлических протектированных бензобаках, установленных в фюзеляже под полом кабины (фиг. 18). Емкость переднего бака 232 *л;* емкость заднего бака 292 *л.*

Мотор может питаться горючим раздельно из каждого бака или одновременно из обоих баков при помощи сдвоенного топливного насоса, установленного на моторе. Забор горючего производится из верхних частей баков. В заборнике каждого бака смонтирована электробензопомпа, которую летчик включает на высоте 4000 *м.*

Сливных кранов баки не имеют. Опорожнение баков на земле производится с помощью электропомпы.

Расход горючего контролируется электрическим бензиномером с переключателем на каждый бак и сигнальной лампой, указывающей критический остаток бензина.

Бензосистема снабжена воздухоотделителем.

Предусмотрена возможность подвешивания дополнительного бензобака под фюзеляж. Горючее из подвесного бака перекачивается в задний основной бак под давлением, создаваемым нагнетателем мотора.

Заливной непротектированный бачок расположен на левом борту самолета — за сиденьем летчика. Заливные трубки от общего кольцевого коллектора присоединяются к каждому цилиндру. Инертными газами бензобаки не заполнены.

Выхлопная система состоит из десяти индивидуальных и двух спаренных патрубков. Все патрубки размещены внутри капота: по бокам (по четыре с каждой стороны) *1* (фиг. 12) и в нижней его части (четыре патрубка, из которых два спаренных). Сечения патрубков с круглых у цилиндров переходят в овальные у выхода, что дает возможность удобно разместить их внутри капота.

Выхлопные отверстия боковых патрубков расположены непосредственно перед выходными щелями охлаждающего воздуха. Таким образом между выхлопными газами и бортом фюзеляжа всегда имеется слой воздуха.

Пламягасители на выхлопных патрубках отсутствуют.

Применение индивидуальных патрубков дает возможность использовать эффект реакции выхлопных газов, а установка их под капотом несколько снижает общее сопротивление винтомоторной установки.

Запуск мотора может быть произведен как от бортовой сети, так и от аэродромного аккумулятора, а также от руки. Система запуска электроинерционная.

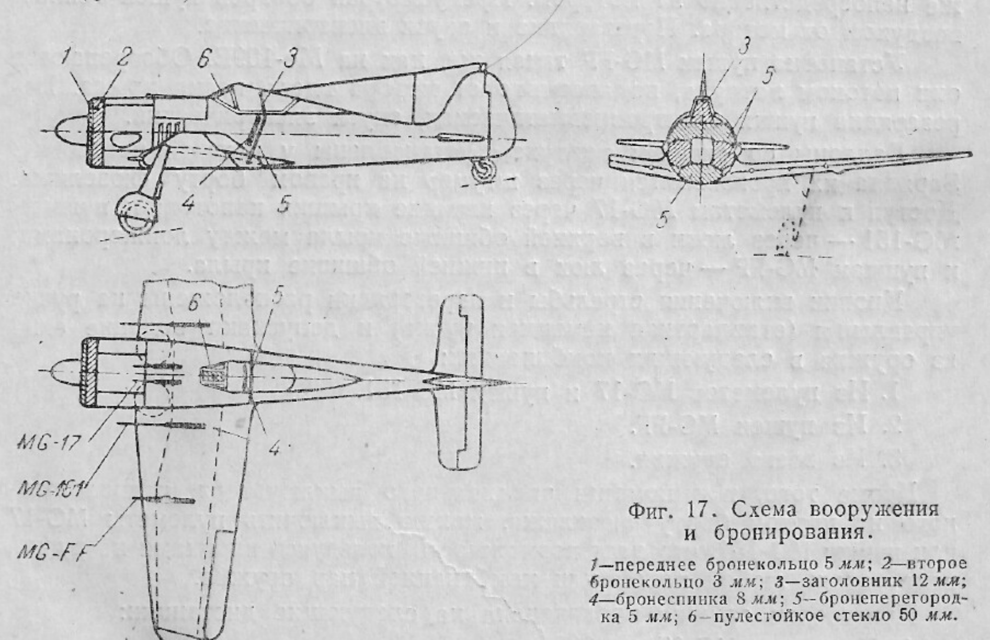
Управление мотором максимально автоматизировано. На моторе установлен пост автоматического управления, одновременно управляющий переключением скоростей нагнетателя, составом смеси, зажиганием и автоматом винта и наддувом. Пилоту приходится управлять только сектором газа.

Вся моторная установка выполнена как самостоятельный агрегат и может быть в случае необходимости быстро снята и заменена другой.

Винт трехлопастный металлический, фирмы VDM, постоянных оборотов. Диаметр винта 3,3 *м*. Лопасти очень широкие—максимальная хорда их 315 *мм*. Относительная толщина профиля 0,13. Управление шагом винта автоматическое, осуществляется гидравлической системой. Предусмотрено также электрическое управление шагом винта при помощи двойного тумблера, смонтированного на ручке сектора газа *1* (фиг. 19). Нажатием на тумблер летчик воздействует на регулятор оборотов, затяжеляя или облегчая винт. Сняв палец с кнопки, летчик фиксирует соответствующее число оборотов винта.

Вооружение

На самолете имеется следующее неподвижное стрелковое вооружение (фиг. 17).



Фиг. 17. Схема вооружения и бронирования.

1—переднее бронекольцо 5 *мм*; *2*—второе бронекольцо 3 *мм*; *3*—заголовник 12 *мм*; *4*—бронеспинка 8 *мм*; *5*—бронеперегородка 5 *мм*; *6*—пулестойкое стекло 50 *мм*.

1. Два синхронизированных пулемета MG-17 калибра 7,92 *мм*, установленных вверху на моторе перед фонарем пилота. Боезапас по 900 патронов на каждый пулемет.

2. Две синхронизированные пушки MG-151 калибра 20 *мм*, установленные в корневых частях крыла и стреляющие через площадь, ометаемую винтом. Боезапас по 280 снарядов на каждую пушку.

3. Две пушки MG-FF (Эрликон) калибра 20 *мм*, установленные в консольных частях крыла и стреляющие вне площади, ометаемой винтом. Боезапас по 60 снарядов (в магазине) на каждую пушку.

В кабине пилота имеется следующее оборудование, обеспечивающее ведение огня.

1. Коллиматорный прицел Реви С-12Д, в конструкции которого предусмотрен механический дублер.

2. Счетчики расхода боеприпасов на каждую стрелковую точку в отдельности.

3. Устройство для ведения огня из оружия в различных его комбинациях.

4. Кнопка для стрельбы и перезарядки оружия.

Питание пулеметов MG-17 осуществляется при помощи неразъемных лент нового типа. Патронные ящики расположены непосредственно за пулеметами. Обогрев пулеметов производится теплым воздухом, подводимым по специальным рукавам от мотора. Перезарядка и спуск пулеметов — электропневматические.

Особенностью установки пушки MG-151 является синхронизация ее для стрельбы через винт. Пушка модифицирована. Затвор ее приспособлен для стрельбы патронами с электровоспламенением взрывателя. Введение электротока во взрыватель контролируется специальным коммутатором, который исключает возможность взрыва патрона в момент, когда лопасть находится против ствола пушки. Применение патронов с электрозапалом почти в два раза сокращает время стрельбы синхронного пулемета. Боезапас находится в ящиках, расположенных в фюзеляже непосредственно за мотором. Предусмотрен обогрев пушек теплым воздухом от мотора. Перезарядка и спуск электрические.

Установка пушек MG-FF такая же, как на Ме-109Е. Обогреваются они потоком воздуха, подаваемого от мотора вдоль носка крыла. Перезарядка пушки электропневматическая, спуск электрический.

Баллоны со сжатым воздухом установлены у каждой установки. Зарядка их производится через штуцер на правом борту фюзеляжа. Доступ к пулеметам MG-17 через верхние крышки капотов; к пушкам MG-151 — через люки в верхней обшивке крыла между лонжеронами; к пушкам MG-FF — через люк в нижней обшивке крыла.

Кнопки включения стрельбы и перезарядки расположены на ручке управления (стандартная немецкая ручка) и допускают ведение огня из оружия в следующих комбинациях:

1. Из пулеметов MG-17 и пушек MG-151.

2. Из пушек MG-FF.

3. Из всего оружия.

Кроме того, при помощи специального выключателя, расположенного на правом борту фюзеляжа, можно выключить пулеметы MG-17 или пушки MG-151, что дает возможность, пользуясь кнопками на ручке, вести огонь любой парой или комбинацией пар оружия.

Пристрелка оружия произведена на следующие дистанции:

1. Пулеметы MG-17 на 300 *м*.

2. Пушки MG-151 на 450 *м*.

3. Пушки MG-FF на 250 *м*.

Под фюзеляжем предусмотрена подвеска бомбодержателя для бомбы весом до 250 *кг*. Вместо бомбы может быть подвешен дополнительный сбрасываемый бензобак.

Бронирование

Объектами броневой защиты на самолете являются:

1) пилот, 2) маслорадиатор, 3) маслобак, 4) частично мотор.

1. От лобовых атак пилот защищен звездообразным мотором и установленным в переднем окне козырька пулестойким стеклом толщиной 50 *мм*. Сильный наклон пулестойкого козырька (30° к продольной оси) и конструктивное оформление броневого носка мотора рассчитаны на рикошетирование пуль. Сзади пилот защищен заголовником толщиной 12 *мм*, установленным на подвижном колпаке фонаря, бронеспинкой толщиной 8 *мм* и бронеперегородкой толщиной 5 *мм*, установленной за бронеспинкой и состоящей из четырех частей: двух боковых, верхней и нижней. Эта плита закрывает все сечение фюзеляжа. В центральной части ее имеется отверстие, перекрытое бронеспинкой. От атак с боков и снизу пилот не защищен совершенно.

Углы защиты летчика из задней полусферы: голова и плечи защищены только по полету; туловище — в пределах ±15—20° в горизонтальной плоскости.

2. Маслорадиатор защищен передним кольцом капота толщиной 5 *мм*, закрывающим его лоб, и вторым броневым кольцом толщиной 3 *мм*, защищающим его обичайку.

3. Маслобак защищен вторым броневым кольцом капота.

4. Мотор BMW801 частично защищен броневыми кольцами капота. Тип брони — гомогенный. Общий вес брони на самолете около 110 *кг*.

Уязвимые места

Наиболее уязвимы на самолете протектированные, но не имеющие броневой защиты бензобаки и пилот (фиг. 18) при атаках с боков, сверху и снизу (бронезаголовника и броневой защиты с боков и снизу летчик на самолете ФВ-190 А-4 не имеет).

Оборудование

Самолет оборудован стандартными приборами, принятыми для немецких истребителей.

Приборная доска состоит из двух панелей, установленных в разных плоскостях в вертикальном положении и укрепленных на резиновых амортизаторах. Освещаются приборы двумя кабинными лампами.

У левого и правого бортов установлены два горизонтальных пульта. На левом пульте смонтированы сектор газа с переключателем управления шагом винта, управление и сигнализация шасси, управление посадочными щитками и стабилизатором и щиток управления радиостанцией (фиг. 19). На правой панели установлены максимальные автоматы (фиг. 20).

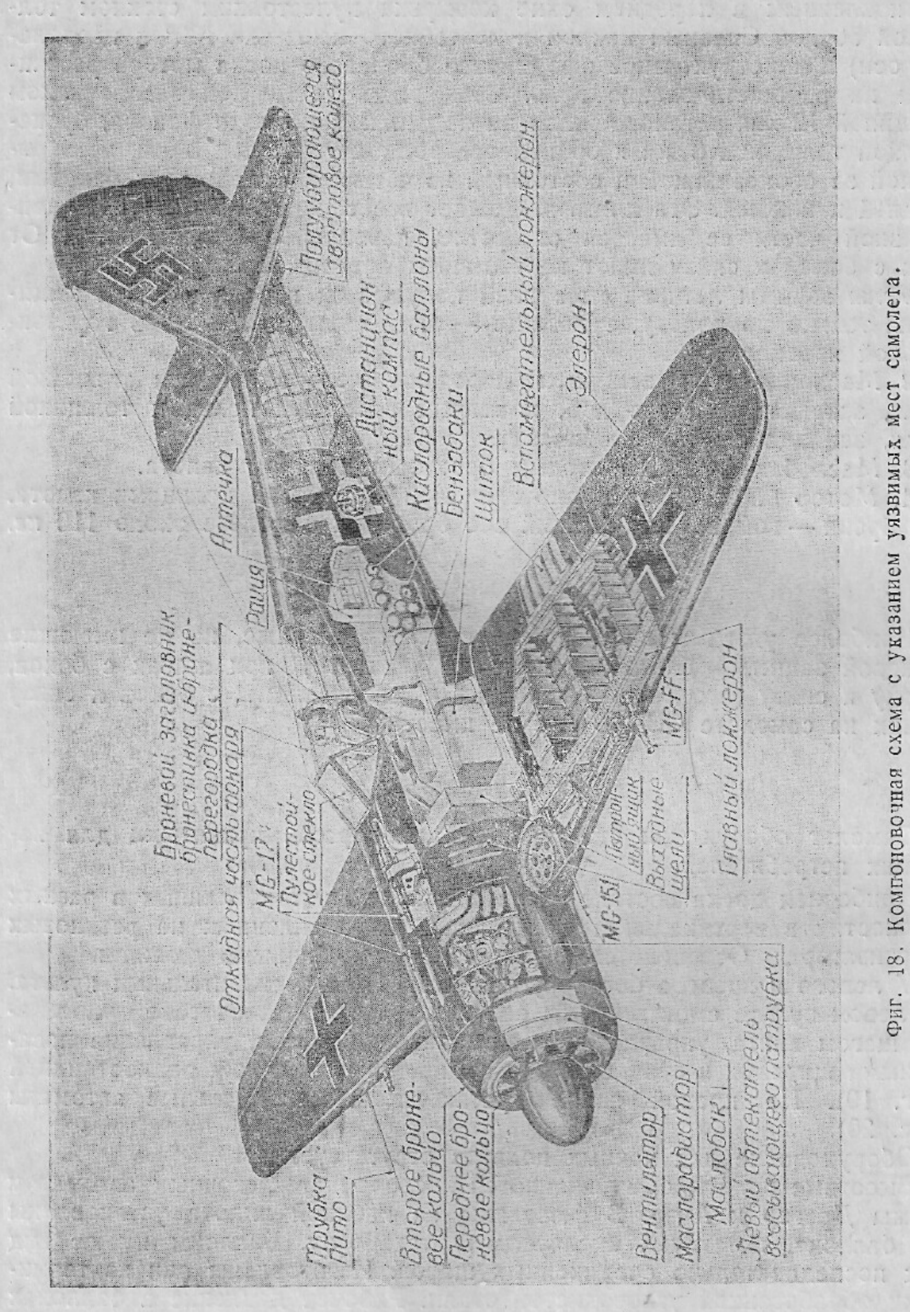
Оборудование для ночных полетов отсутствует.

Высотные полеты обеспечиваются кислородным легочным автоматом фирмы Дрегер и Ауэр. В фюзеляже за кабиной пилота установлены три баллона, питающих кислородную установку. Баллоны имеют вид трех последовательно соединенных шаров. Изготовлены они из термически обработанной углеродистой стали. Рабочее давление в баллонах 150 *ат*.

В фюзеляже за кабиной пилота установлены две радиостанции с дистанционным управлением: ФУГ-16 и ФУГ-25.

В хвостовой части фюзеляжа предусмотрена установка аэрофотоаппарата.

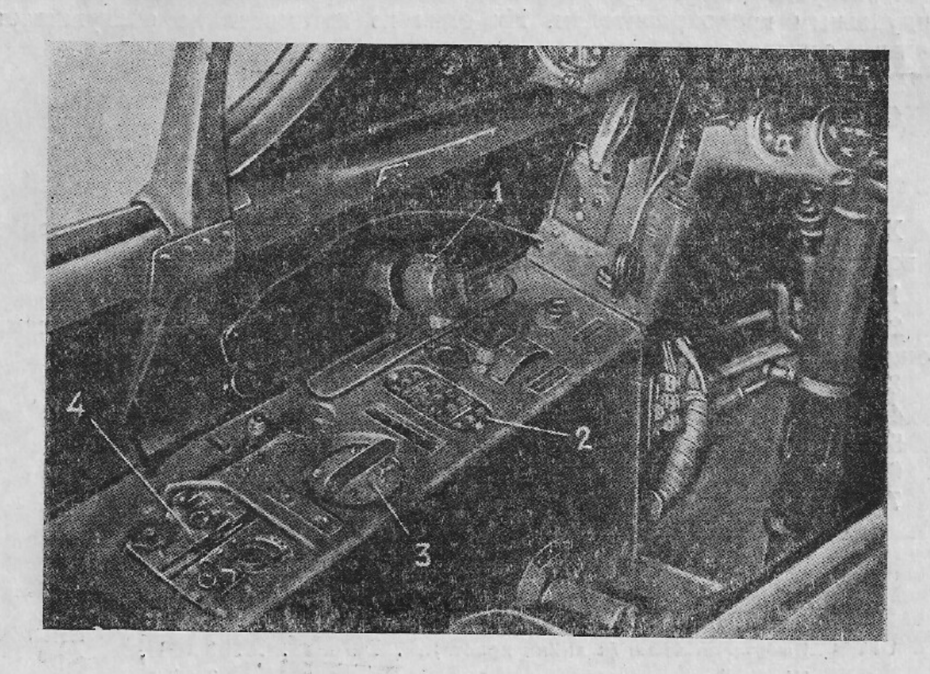
Самолет ФВ-190 А-4 полностью электрифицирован. Помимо обычного для немецких самолетов электрифицирования средств управления шагом винта, оружием и запуском мотора, электрифицированы еще привод и управление убиранием и выпуском шасси, щитками и стабилизатором.



Фиг. 18. Компоновочная схема с указанием уязвимых мест самолета.

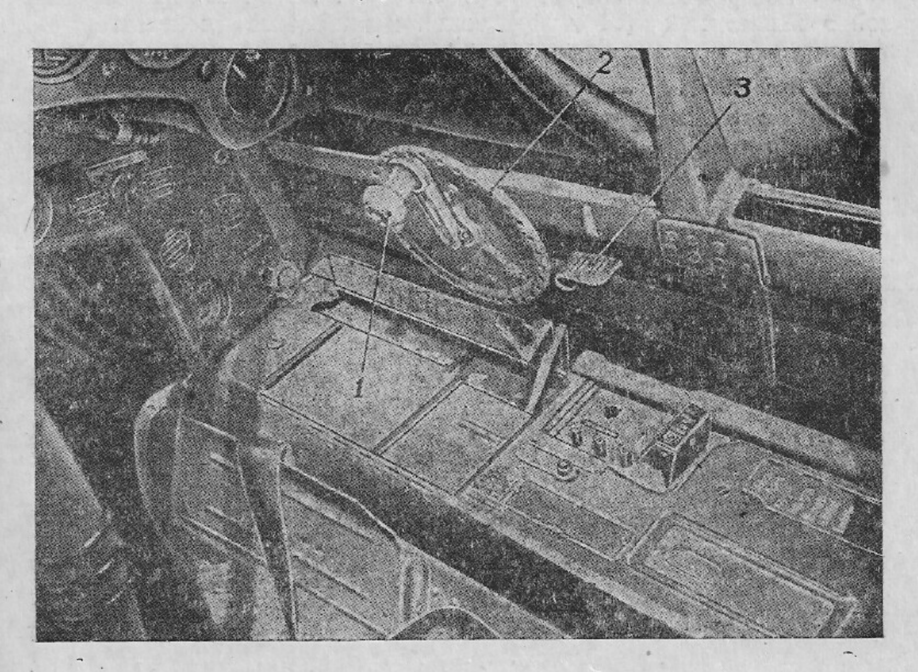
Источниками электроэнергии являются 24-вольтовый генератор номинальной мощностью 2000 *вт*, установленный на моторе, и аккумулятор емкостью 10 *а/ч*, помещенный в фюзеляже за кабиной пилота.

Включение и защита потребителей осуществляется 26-ю автоматами фирмы Сименс (по числу потребителей). Автоматы смонтированы в об-



Фиг. 19. Левый пульт.

1—сектор газа с переключателем управления шагом винта; *2*—щиток сигнализации шасси и посадочных закрылков; *3*—щиток управления шасси и закрылками; *4*—щиток управления рацией.



Фиг. 20. Правый пульт.

1—рукоятка открытия фонаря со стопором; *2*—неподвижный диск; *3*—рычаг аварийного сбрасывания фонаря.

щей распределительной коробке. Каждый потребитель обеспечен индивидуальным предохранителем. Ни один из автоматов не обслуживает больше одного потребителя.

Электросеть двухпроводная, экранированная.

Самолет полностью металлизирован.

Опознавательные признаки

Характерными чертами самолета, облегчающими его распознавание в воздухе и на земле, являются:

1. Короткая носовая часть с большим обтекателем винта.
2. Трапецевидное в плане крыло с прямоугольными очертаниями концевых обтекателей.
3. Большое поперечное V, начинающееся от корня крыла.
4. Узкий стабилизатор почти прямоугольного очертания.
5. Длинный фюзеляж с плавными обводами.
6. Плавные очертания фонаря.
7. Очень широкая колея шасси.

Геометрические параметры

Размах	10,520 *м*
Длина	8,860 „
Высота по килю (в линии полета)	3,623 „
Ширина колеи шасси	3,66 „
Площадь крыла	18,609 *м²*
Удлинение крыла	5,95
Поперечное V крыла	5°30′

Летно-тактические данные

Полетный вес	3989 *кг*
Вес пустого самолета	3273 *кг*
Полная нагрузка	716 *кг*
Взлетная мощность мотора	1580 *л. с.*
Номинальная мощность на расчетной высоте	1460 *л. с.*
Расчетная высота	4970 *м*
Максимальная горизонтальная скорость:	
у земли	510 *км/час*
на высоте 1000 *м*	531 „
„ 2000 „	543 „
„ 3000 „	541 „
„ 4000 „	565 „
„ 5000 „	588 „
„ 6000 „	610 „
„ 7000 „	606 „
„ 8000 „	595 „
„ 9000 „	581 „
Вертикальная скорость:	
у земли	13,6 *м/сек.*
на высоте 1000 *м*	14,2 „
„ 3000 „	11,0 „
„ 5000 „	11,4 „
„ 7000 „	8,1 „
„ 9000 „	3,6 „
Время набора высоты 3000 *м*	3,8 мин.
„ „ „ 5000 *м*	6,8 „

Время набора высоты 7000 *м* . . . . 10,2 мин.
Практический потолок . . . . 10500 *м*
Время набора практического потолка . . . . . . 32 мин.

Маневренность самолета

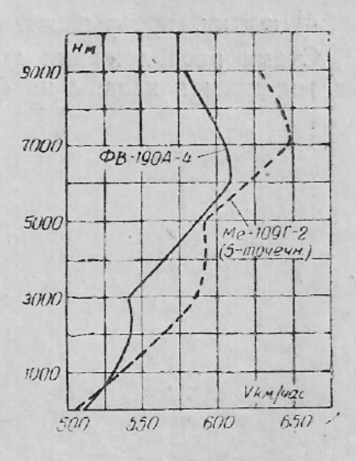
Набор высоты за боевой разворот с 1000 *м*—700—750 *м*
Время виража на 1000 *м* без применения щитков:
левого . . . . 24 сек.[1]
правого . . . . 23 сек.[1]
Со щитками, опущенными на 10°:
левого . . . . 23 сек.[1]
правого . . . . 22 сек.[1]

Взлетно-посадочные свойства

Разбег (без щитков) . . . . 520 *м*
" (щитки опущены на 10°) . . . 500 *м*
Пробег (щитки опущены на 60°, тормоза включены) . . . . 530 *м*
Посадочная скорость . . . . 154 *км/час*
Дальность полета на режиме 0,9 *V* макс. (542 *км/час* на высоте 5260 *м*) . . . 552 *км*
Продолжительность полета на том же режиме . . . . 1 ч. 02 мин.
Дальность полета на наивыгоднейшем режиме (395 *км/час*) на высоте 1245 *м* 983 *км*
Продолжительность полета на том же режиме . . . . 2 ч. 30 мин.
Запас горючего . . . . 394 *кг*

Удельные нагрузки

Нагрузка на крыло . . . . 214 *кг/м*^{2}
Мощность на 1 *м*^{2} крыла . . . . 78,5 *л. с./м*^{2}
Мощность на 1 *кг* полетного веса . . 0,366 *л. с./кг*



Фиг. 21. Сравнительные графики максимальных горизонтальных скоростей самолетов ФВ-190 А-4 и Ме-109 Г-2.

Отличия ФВ-190 А-5 от ФВ-190 А-4

Летом 1943 г. появилась модификация самолета ФВ-190 под маркой ФВ-190 А-5, которая отличается от описанной:

1) небольшими изменениями в винтомоторной группе,

2) вооружением,

3) бронированием.

1. Выходные щели для воздуха, охлаждающего цилиндры мотора, снабжены регулируемыми заслонками типа «жалюзи». Таким образом площадь выходного сечения может изменяться в зависимости от климатических условий, в которых эксплоатируется самолет, и времени года. Для прогрева мотора посредством запуска щели могут полностью перекрываться.

Установив требуемое выходное сечение при помощи рукоятки, расположенной на приборной доске, летчик больше не заботится об охлаждении, которое после этого регулируется автоматически, как и при щелях с фиксированным сечением.

Диаметр винта с 3,3 *м* уменьшен до 3,2 *м*.

---

[1] Эти данные весьма приближенны.

2. Стрелковое вооружение состоит из двух синхронных пулеметов MG-17 и двух синхронных пушек MG-151. Боезапасы остались такими же, как и на ФВ-190 А-4.

Крыльевые пушки MG-FF отсутствуют и установка их не предусмотрена.

3. Броневая защита самолета ФВ-190 А-5 значительно усилена по сравнению с ФВ-190 А-4. К существующей системе бронирования добавлены 16 бронеплит, защищающих мотор, пилота и бензобаки от атак снизу. Дополнительно бронированы:

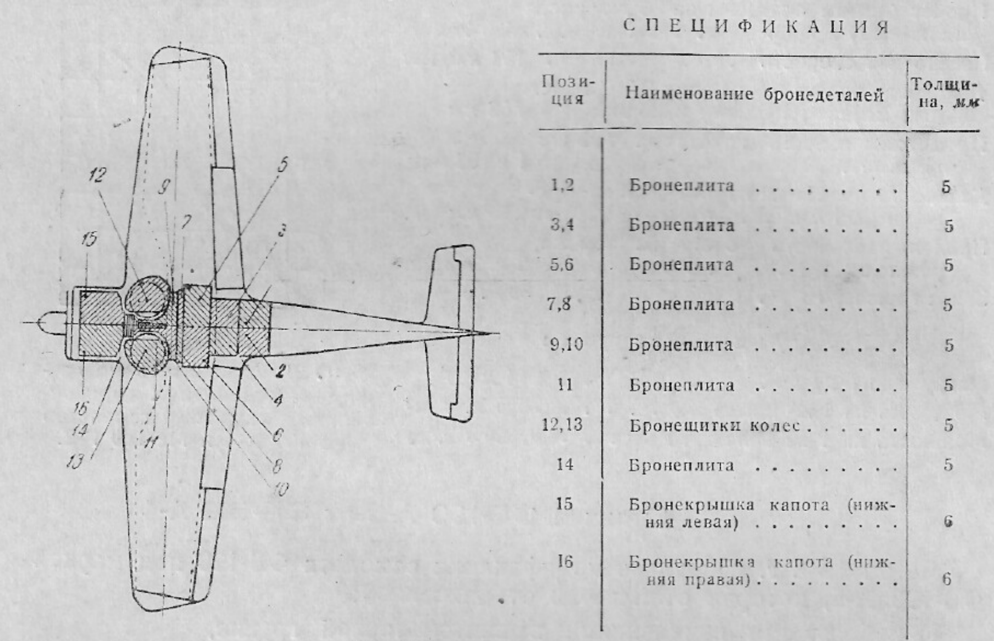
1) нижние крышки капота мотора;

2) нижняя поверхность центральной части крыла;

3) нижняя часть фюзеляжа под бензобаками;

4) щитки, прикрывающие колеса шасси.

Схема расположения дополнительно установленных бронедеталей и их толщины показаны на фиг. 21 *а*.



СПЕЦИФИКАЦИЯ

Позиция	Наименование бронедеталей	Толщина, *мм*
1,2	Бронеплита	5
3,4	Бронеплита	5
5,6	Бронеплита	5
7,8	Бронеплита	5
9,10	Бронеплита	5
11	Бронеплита	5
12,13	Бронещитки колес	5
14	Бронеплита	5
15	Бронекрышка капота (нижняя левая)	6
16	Бронекрышка капота (нижняя правая)	6

Фиг. 21а. Дополнительные бронедетали.

Вес дополнительной брони — около 200 *кг*.

Уязвимость ФВ-190 А-5 соответственно меньшая.

В связи с установкой дополнительной брони полетный вес увеличился на 81 *кг*; появились неприкрываемые щели в крыле при убранном шасси.

Летно-тактические данные ФВ 190 А-5

Полетный вес нормальный	4070 *кг*
„ „ перегрузочный	4270 *кг*
Вес пустого самолета	3245 *кг*
Полная нагрузка	825 *кг*
Взлетная мощность мотора	1580 *л. с.*
Номинальная мощность на расчетной высоте	1460 *л. с.*
Максимальная расчетная высота	4970 *м*

Горизонтальная скорость:	
у земли	510 *км/час*
на высоте 1000 *м*	528 „
„ 3000 „	537 „
„ 5000 „	532 „
„ 6000 „	604 „
Вертикальная скорость:	
у земли	12,0 *м/сек*
на высоте 3000 *м*	9,6 „
„ 5000 „	9,4 „
„ 7000 „	5,7 „
„ 9000 „	1,7 „
Время набора высоты 5000 *м*	8,0 мин.
Практический потолок	9600 *м*
Набор высоты за боевой разворот с 1000 *м*	850—900 *м*
Время виража (с опущенными щитками):	
левого	22 сек.
правого	21 сек.

Выводы

1. Истребитель ФВ-190 отрабатывался немцами в течение длительного времени и только на третьем году войны начал широко применяться на нашем фронте.

2. ФВ-190 А-4 имеет следующие особенности:

а) Сильное пушечное вооружение, состоящее из четырех пушек калибра 20 *мм*, из которых две синхронные пушки размещены в корневой части крыла. По продолжительности непрерывной стрельбы установленного на нем пушечно-пулеметного вооружения и общему весу секундного залпа, равному 4,93 *кг/сек*, он занимает одно из первых мест среди современных истребителей.

Вооружение самолета ФВ-190 А-5 значительно слабее вследствие отсутствия двух крыльевых пушек Эрликон. Вес секундного залпа равен у него 2,848 *кг/сек*.

б) Бронирование маслобака и маслорадиатора, расположенных в носовой части мотора, причем броня частично защищает также мотор при лобовых атаках.

в) Мотор воздушного охлаждения вместо жидкостного, установленного на Ме-109 Г-2.

г) Винтомоторная группа самолета является единой компактной мотоустановкой, состоящей из мотора, моторамы, капота, винта с вентилятором, маслобака, маслорадиатора, маслофильтра и трубопроводов, которые входят в мотоустановку как органическое целое.

При проектировании мотоустановки основной задачей было максимальное уменьшение лобового сопротивления, для чего:

1) Уменьшены габариты мотора путем применения коротких шатунов и доведения хода поршня до величины диаметра цилиндра.

2) Капот выполнен весьма компактно и удобообтекаемо.

3) Маслорадиатор расположен под капотом в носовой части мотора.

4) Воздух поступает в нагнетатель изнутри капота, в результате чего внешнее сопротивление становится меньше, чем при обычном выступающем из капота патрубке.

5) Установлен (впервые) вентилятор, автоматически регулирующий температуру головок цилиндров и масла, что исключает необходимость в юбках или боковых жалюзи, вызывающих увеличение лобового сопротивления при их открытии.

д) Максимально автоматизировано управление для разгрузки летчика:

1) У летчика имеется только рычаг сектора газа, связанный с центральным постом управления мотором, состоящим из автомата управления винтом, автомата наддува, автомата регулирования качества рабочей смеси, автомата переключателя скоростей нагнетателя и автомата опережения зажигания.

2) Автоматизировано стопорение хвостового колеса, связанное с управлением рулем высоты, так что при выбирании ручки «на себя» вилка колеса стопорится.

е) Сбрасываемый аварийно фонарь кабины летчика.

ж) Максимальное электрифицирование средств управления; электрифицированы:

1) управление шагом винта,
2) управление оружием,
3) запуск мотора,
4) привод и управление убиранием и выпуском шасси,
5) управление щитками,
6) управление стабилизатором.

з) Применение для пушек MG-151 патронов с электрозапалом, что почти вдвое сокращает время стрельбы синхронной пушки.

3. Вместе с тем ФВ-190 оказался перетяжеленным самолетом. Его вертикальная маневренность плоха, а горизонтальная — уступает лучшим истребителям. По скороподъемности и боевым разворотам ФВ-190 А-4 уступает самолету Ме-109 Г-2.

4. По максимальной горизонтальной скорости ФВ-190 А-4 с мотором BMW—801D на всех высотах уступает самолету Ме-109 Г-2 с мотором DB-605 A/1 и только у земли имеет превышение на 5 *км/час*.

5. В горизонтальном полете самолет устойчив по всем осям, однако продолжительный полет с брошенной ручкой невозможен вследствие отсутствия управляемых триммеров.

При выполнении фигур пилотажа на ручке управления рулем высоты создаются большие нагрузки (особенно в вертикальном маневре с набором высоты).

Управление элеронами очень легкое и эффективное на всем диапазоне скоростей.

6. Самолет имеет большой разбег и пробег и большую скорость планирования, что усложняет выполнение на нем взлета и посадки.

7. Круговой обзор верхней полусферы отличный. Обзор вперед несколько ограничен вследствие низкой посадки летчика. Стекло фонаря искажений не дает.

Размещение оборудования, рычага и кнопок в кабине удобно для летчика.

8. Полная автоматизация управления всеми агрегатами винтомоторной группы, управления огнем и контроля работы вооружения значительно облегчает работу летчика в бою.

9. Броневая защита самолета ФВ-190 А-4 спереди сильнее, чем у Ме-109 Г-2, сзади — слабее.

Бронезащита ФВ-190 А-5 сильнее, чем у самолета Ме-109 Г-2. Это усиление бронирования достигнуто ценой значительного ослабления огневой мощи самолета и увеличения его полетного веса на 81 *кг*.

Мессершмитт Ме-110

Самолет Ме-110 был спроектирован и построен фирмой Мессершмитт в 1938 г. как истребитель сопровождения и истребитель противовоздушной обороны. Опытный экземпляр самолета Ме-110 прошел испытания в конце 1938 г. и весной 1939 г. был запущен в серию.

В процессе войны на него стали возлагаться также задачи ближнего бомбардировщика, разведчика и штурмовика. В связи с этим самолет неоднократно подвергался модернизации.

Так, в конце 1939 г. — в начале 1940 г. появляется бомбардировочный вариант самолета Ме-110, известный под названием «Ягуар», а также самолет Ме-110С, или БФ-110С (фиг. 22).



Фиг. 22. Ме-110С. Вид сбоку.

С конца 1940 г. фирма Мессершмитт в Аугсбурге и фирма Миаг в Брауншвейге выпускают модификацию этого самолета Ме-110 Е-2, используемую как истребитель и пикирующий бомбардировщик.

С 1942 г. на фронте появилась еще одна модификация под маркой Ме-110Ф-2 с мотором DB-601Ф-1.

Все указанные модификации различаются между собой главным образом компоновкой вооружения и бронирования, а также установкой дополнительных балок для подвески бомб, дополнительных стационарных и сбрасываемых баков и специального оборудования.

Краткое описание конструкции

Истребитель Мессершмитт Ме-110С представляет собой двухместный двухмоторный свободнонесущий моноплан цельнометаллической

конструкции с низкорасположенным крылом, разнесенным вертикальным оперением и убирающимся шасси.

Крыло — трапецевидной в плане формы со слегка закругленными концами, состоит из двух частей, образующих по нижней поверхности поперечное V равное 5,5°.

Конструкция крыла металлическая, однолонжеронная, с гладкой работающей обшивкой из дуралюминовых листов. Лонжерон балочного типа, двутаврового сечения, пролегает приблизительно на 39% хорды во всех сечениях крыла и расположен перпендикулярно оси самолета. Полки лонжерона состоят из стальных угольников и накладок переменного по размаху сечения. Стенка сплошная из дуралюминового листа, подкреплена вертикально расположенными профилями по нервюрам.

Между фюзеляжем и моторными гондолами имеются дополнительные силовые балки — носовая и хвостовая. Вместе с лонжероном они образуют по два отсека с каждой стороны для бензобаков.

Силовые нервюры ферменного типа, клепаные из профилей. Вспомогательные нервюры штампованные из дуралюминовых листов. Стрингеры — из гнутых дуралюминовых профилей. В местах пересечения со стрингерами полки нервюр не прорезаются. Стрингер и полка подминаются, как у Ме-109. На нижней поверхности каждого полукрыла имеется восемь силовых съемных панелей, которые крепятся к каркасу крыла при помощи винтов и анкерных гаек. Через эти люки устанавливаются бензобаки и ремонтируется крыло.

Каждая консоль стыкуется с фюзеляжем в четырех точках: в двух точках по полкам лонжерона, в одной точке по носовой балке и в одной точке по хвостовой балке. Соединения выполнены на шаровых вкладышах и стальных пальцах и допускают стыковку при отклонении от номинальных размеров между центрами узлов крыла и фюзеляжем до 2 *мм*.

Стык между крылом и фюзеляжем закрывается несиловыми зализами.

Крыло снабжено автоматическими концевыми предкрылками.

Закрылки — щелевые, состоят из дуралюминового каркаса, жесткого носка и полотняной обшивки. Опускаются закрылки при помощи гидравлического цилиндра и моторной помпы. Для аварийного выпуска закрылков предусмотрен баллон со сжатым воздухом, воздействующий на гидравлический цилиндр закрылков.

Элероны — щелевые. Так же, как и у закрылков, каркас и носок дуралюминовые, обшивка полотняная. Весовая компенсация — стопроцентная. Противовесы вынесены на длинных кронштейнах под крыло. Элероны снабжены отгибаемыми на земле компенсационными пластинками. В управление элеронами введен механизм зависания, связанный, как и стабилизатор, с закрылками. При опускании закрылков оба элерона отклоняются вниз. Полному отклонению закрылков на 50° соответствует зависание элеронов на 19°.

Фюзеляж — цельнодуралюминовый монокок овального сечения. Ширина фюзеляжа в месте расположения кабины пилота 0,94 *м*. Съемная короткая носовая часть крепится в четырех точках. Через фюзеляж проходит ферма, являющаяся продолжением лонжерона крыла. Шпангоуты хвостовой части выполнены из Z-образных профилей и расположены с интервалами около 480 *мм*. Стрингеры из гнутых П-образных профилей. Обшивка накладывается поперечными полосами.

Кабины закрыты раздвижным фонарем из плексигласа. Передние и боковые стекла плоские. Для ведения огня из заднего пулемета часть

фонаря стрелка приподнимается. Фонарь летчика в воздухе может быть открыт только в случае аварии.

Хвостовое оперение — свободнонесущее, с верхним расположением стабилизатора. Стабилизатор кинематически связан с механизмом закрылков. По мере опускания закрылков стабилизатор с угла +1,5° поворачивается до —5,5°, становясь отрицательнонесущим. Таким образом давление на ручку на посадке остается почти неизменным по величине.

Горизонтальное оперение трапецевидной в плане формы. Вертикальное оперение разнесено по концам стабилизатора и имеет овальную форму. Конструкция килей и стабилизатора металлическая, моноблочная. Рули имеют металлический каркас и обшиты полотном. Рули снабжены флетнерами, управляемыми из кабины пилота.

Управление самолетом смешанное. Все качалки и рычаги изготовлены из алюминиевого сплава. В шарнирах установлены шарикоподшипники. Управление флетнерами выполнено при помощи трубок диаметром 10 *мм* с карданными соединениями.

Вместо тросов применена проволока диаметром 3 *мм*.

Шасси — одностоечное, консольно-подкосного типа, со складывающимся подкосом, убирающееся назад, в моторные гондолы. В убранном положении шасси плотно закрывается щитками. Убирается шасси гидравлически, при помощи помпы с приводом на правом моторе. В цилиндре подъема шасси имеется гидравлический замок, который удерживает шасси в выпущенном положении. В убранном положении шасси замков не имеет. Аварийный выпуск шасси производится сжатым воздухом, вводимым в гидравлический цилиндр шасси. Колеса — с гидравлическими тормозами, управляемыми при помощи педалей. Амортизация шасси масляно-пневматическая.

Хвостовое колесо неубирающееся, ориентирующееся. Пневматики колес низкого давления. Амортизация масляно-пружинная.

Конструкция самолета Ме-110С рассчитана на массовое производство. Технология самолета проста. Для ускорения производства агрегаты самолета составлены из простых деталей и подсборочных узлов.

В конструкции самолета широко применены стандартные детали и нормали, особенно по группам управления и винтомоторной (вилки, ушки, разъемы трубопроводов, арматуры).

Винтомоторная группа

На самолете Ме-110С установлены два 12-цилиндровых V-образных перевернутых мотора Даймлер-Бенц DB-601A жидкостного охлаждения с непосредственным впрыском.

Взлетная мощность	1175 *л. с.* при 2500 об/мин.
Номинальная мощность на высоте 4100 *м* . .	1050 *л. с.* при 2400 об/мин.

Мотор работает на топливе с октановым числом 87 (по немецкой шкале).

Моторная установка вследствие заднего положения лонжерона глубоко вдвинута в крыло, что позволило сильно укоротить моторные гондолы для увеличения бокового обзора пилота.

Подвеска мотора амортизирована. Моторная рама состоит из двух подмоторных брусьев и двух подкосов. Брусья и подкосы выполнены горячей штамповкой из электрона. Конструкция моторамы обеспечивает хороший подход к агрегатам мотора и быструю замену мотора вместе с моторамой.

Охлаждение мотора жидкостное, закрытого типа. Система снабжена клапаном двухмоторного действия, поддерживающим внутреннее давление в пределах от вакуума 0,05 *кг/см²* до избыточного давления 0,3 *кг/см²*.

Туннельные установки жидкостных радиаторов расположены под крыльями с внешних сторон мотогондолы. Температура охлаждающей жидкости регулируется путем изменения площади выхода задней части туннеля. Задние створки управляются электрически из кабины пилота. Дублирующего механического управления нет.

Водяной расширительный бачок, имеющий форму полукольца, установлен спереди, под редуктором мотора. Бачок снабжен сепаратором пара. Дренажная трубка с включенным в нее двухсторонним клапаном подведена от бачка к выхлопному патрубку для предотвращения замерзания.

Протектированные маслобаки емкостью 36 *л* масла каждый расположены позади моторов, между противопожарной перегородкой и лонжероном. Дренаж маслобака соединен с полостью картера мотора. Воздушно-масляные сотовые радиаторы установлены в туннелях под капотами моторов. Охлаждение масла регулируется заслонками на выходных частях туннелей, управляемыми из кабины пилота.

Запас горючего помещается в четырех протектированных бензобаках, расположенных в крыле, между фюзеляжем и мотогондолами, общей емкостью 1270 *л*. Два главных бака емкостью по 375 *л* установлены впереди лонжерона, два резервных бака емкостью по 260 *л*— позади лонжерона.

Каждый бензобак снабжен электробензопомпой, расположенной в верхней части бака. Электробензопомпы резервных баков служат только для перекачки бензина в главные баки, а электробензопомпы главных баков предназначены для подачи бензина к мотору во время полетов на высотах от 5000 *м* и выше.

Как и на других немецких самолетах, забор горючего производится через верхнюю обичайку бака. Предусмотрена возможность питания моторов от любого главного бака.

Электрические бензиномеры имеют общий указатель для всех баков. Аварийный слив бензина не предусмотрен.

Всасывающий патрубок для левого мотора выведен в носок крыла и имеет направляющие лопатки. Патрубок для правого мотора расположен в верхней задней крышке капота, так как по носку крыла размещены тяги управления моторами.

Выхлопная система состоит из индивидуальных выхлопных патрубков. У основания патрубков, под капотом, имеется канал, через который продуваются патрубки.

Запуск моторов производится при помощи электроинерционного самопуска типа «Эклипс». Запуск может быть произведен электрически или вручную.

Винты фирмы VDM трехлопастные, металлические, с постоянным числом оборотов, диаметром 3,1 *м*. Лопасти винта могут устанавливаться во флюгерное положение.

Разъемные соединения гидросистемы типа «Аргус» позволяют заменять и ремонтировать отдельные секции трубопровода без нарушения зарядки всей системы.

Перевернутые моторы Даймлер-Бенц обеспечивают хороший обзор и удобную компоновку винтомоторной группы на самолете.

Капоты моторов штампованные, что допускает их взаимозаменяемость. Конструкция капотов и моторной рамы обеспечивает хороший подход ко всем агрегатам мотора и возможность быстрой замены всей мотоустановки.

Вооружение

Вооружение самолета состоит из двух пушек MG-FF (Эрликон) калибра 20 *мм* и четырех пулеметов MG-17 калибра 7,92 *мм*, установленных в носовой части фюзеляжа, и одного неподвижного пулемета MG-15 калибра 7,92 *мм*, установленного в кабине стрелка для обстрела задней полусферы.

Доступ к неподвижным пулеметам предусмотрен через сдвигающуюся вперед верхнюю половину носовой части фюзеляжа. Пушки установлены на лафете. Доступ к ним — через легкосъемный люк под фюзеляжем.

Запас патронов на передние пулеметы — 4000 патронов, на задний пулемет — 750 патронов. Боезапас пушек — 360 снарядов. Питание передних пулеметов ленточное. Пушки заднего пулемета питаются посредством магазинов. Израсходованные магазины заменяет стрелок-радист. Прицел неподвижного оружия коллиматорный. Управление огнем сосредоточено у летчика. Перезарядка неподвижного оружия электропневматическая, спуск электрический.

Конструкция и размещение стрелково-пушечных установок обеспечивают удобство работы обслуживающего персонала и боевых действий экипажа в воздухе. Подход к пулеметам, пушкам, прицелу и всем остальным агрегатам установок хороший. Установка и снятие патронных ящиков, а также зарядка и разрядка оружия не представляют трудностей.

Броневой защиты самолет Ме-110С не имел (фиг. 23).

Оборудование

На самолете установлены две приемо-передаточные радиостанции для работы на коротких и длинных волнах, радиокомпас, дистанционный компас и комплект оборудования для слепой посадки. Для ночных полетов на самолете имеется посадочная фара, установленная на левом крыле, АНО и лампы с реостатами для освещения кабины и приборов. Имеется сигнальный пистолет с ракетами. Кислородных приборов на самолете два, по числу членов экипажа.

Оборудование для навигации, связи, слепого полета и слепой посадки весьма облегчает выполнение боевых задач. Расположение оборудования, вооружения, приборов и рычагов управления в обеих кабинах удачное. Кабины просторны и обзор из них хороший во все стороны.

Сиденье пилота удобное и легко регулируется в полете. Сиденье стрелка по вертикали не регулируется, что уменьшает сектор обстрела. Открытие колпака фонаря кабины стрелка для перевода заднего пулемета из походного положения в боевое требует усилий, а на скоростях, близких к максимальным, невозможно.

Экипаж самолета имеет непосредственную связь и, кроме того, переговорное устройство.

Летно-тактические данные самолета Ме-110С

В НИИ ВВС Красной Армии был испытан самолет Ме-110С, геометрические параметры и летно-тактические характеристики которого приводятся ниже (в сравнении с данными фирмы).

Фиг, 23. Компоновочная схема Me-110C с указанием уязвимых мест.

Основные параметры самолета

Размах крыла	16,23 *м*
Длина самолета	12,07 „
Высота в линии полета	3,46 „
Ширина колеи шасси	4,54 „
Площадь крыла	38,4 $м^2$
Удлинение крыла	6,85 *м*
Поперечное V крыла	5°30′
Вес пустого самолета	5020 *кг*
Нагрузка на крыло	170 $кг/м^2$

Пилотажные свойства самолета Ме-110С

Самолет обладает хорошей управляемостью, маневренностью и устойчивостью. На самолете возможен длительный полет с полностью брошенным управлением.

По технике пилотирования самолет прост и доступен для летчиков средней и ниже средней квалификации.

На самолете возможен полет на одном работающем моторе; при этом лопасти винта остановленного мотора могут быть поставлены во флюгерное положение.

Характеристика	Данные фирмы	Данные НИИ ВВС Красной Армии
Полетный вес, *кг*	6500	6510
Мощность мотора на расчетной высоте, $\frac{л.\ с.}{м}$	—	$\frac{1050}{4100}$
Максимальная горизонтальная скорость, *км/час*:		
у земли	460	442
на высоте 1000 *м*	—	461
„ 3000 *м*	—	499
„ 4600 *м* [1]	530	525
„ 5000 *м*	—	524
„ 7000 *м*	—	495
„ 8000 *м*	—	471
Вертикальная скорость на высоте 1000 *м*, *м/сек*	—	10,5
Время набора высоты 5000 *м*, мин	—	8,4
Практический потолок, *м*	10000	9500
Дальность полета на 0,9 $V_{макс.}$, *км*	—	800
Время виража на высоте 1000 *м*, сек	—	30
Максимальная скорость на одном моторе на расчетной высоте, *км/час*	—	360
Разбег с закрылками, отклоненными на 20°, *м*	300	370 [2]
Пробег с закрылками, отклоненными на 60°, с применением тормозов, *м*	450	340 [2]

Самолет пикирует устойчиво. Скорость при пикировании нарастает быстро.

Развитие самолета Ме-110

1. Мессершмитт Ме-110

Первый вариант самолета, выпущенный в 1938 г. и известный под маркой Ме-110, имел следующие отличия от Ме-110С:

а) нерегулируемый стабилизатор;

---

[1] Граница высотности мотора в полете.
[2] При скорости ветра 2,5 *м/сек*.

б) жидкостные радиаторы установлены в туннелях под капотами моторов; масляные радиаторы — в туннелях над капотами моторов; при такой компоновке моторные гондолы обладают значительно большим миделем;

в) винты во флюгерное положение не устанавливаются;

г) полки лонжерона выполнены из дуралюминовых угольников (вместо стальных на Ме-110С), что удовлетворяет требованиям прочности при меньшем полетном весе Ме-110.

2. Мессершмитт Ме-110 «Ягуар»

На самолете Мессершмитт Ме-110 «Ягуар» носовая часть фюзеляжа целиком сделана прозрачной, что облегчает прицеливание при бомбометании. Неподвижное стрелковое вооружение убрано из носовой части. Установлены две пушки калибра 20 *мм*, стреляющие через втулки винтов. Вместо этих пушек возможна установка двух пушек того же калибра в крыльях. В носовой части установлен подвижный пулемет, обслуживаемый бомбардиром.

Бомбардировочное вооружение состоит из наружной подвески двух бомб по 500 *кг* под центральной частью фюзеляжа.

3. Мессершмитт Ме-110Е-2

Значительная модификация самолета была произведена в конце 1940 г. с серии «Е». Она сводится в основном к установке на самолет бомбардировочного вооружения и броневой защиты для экипажа.

1. В дополнение к имеющемуся стрелковому оружию на самолете Мессершмитт Ме-110 Е-2 (БФ-110Д-О/В) под фюзеляжем установлен съемный мост, состоящий из двух продольных бомбодержателей, закрытых обтекателем. Мост с бомбодержателями крепится к фюзеляжу на четырех болтах и может быть быстро снят. На этих бомбодержателях может быть подвешен один из следующих вариантов бомбовой нагрузки:

1) две бомбы по 250 *кг*,
2) две бомбы по 500 *кг*,
3) одна бомба 1000 *кг*,
4) две бомбы по 1000 *кг*.

Кроме того, под консольными частями крыла с каждой стороны подвешиваются по две бомбы весом по 50 *кг*.

Таким образом максимальная бомбовая нагрузка составляет 2200 *кг*. Самолет оборудован электроавтоматическим и аварийным бомбосбрасывателями, а также снабжен специальным приспособлением, облегчающим подвеску тяжелых бомб. Прицеливание при бомбометании производится при помощи установленного на самолете рефлекторного прицела, который обслуживает также неподвижное стрелковое оружие.

Для увеличения дальности самолет может быть снабжен сбрасываемыми бензобаками фанерной конструкции, подвешиваемыми под крыльями, и маслобаком, подвешиваемым за подфюзеляжными бомбодержателями.

Для разведывательного варианта самолета Ме-110 была разработана также установка фотоаппарата вместо подфюзеляжных бомбодержателей. Кроме того, при использовании самолета в качестве дальнего разведчика подфюзеляжные бомбодержатели могут быть заменены гондолой с дополнительными бензо- и маслобаками. Общая емкость дополнительных бензобаков 1010 *л*, маслобака — 106 *л*. Такие самолеты имеют обозначение Е-1.

При двух полных подкрыльных бензобаках емкостью по 450 *л* максимальная бомбовая нагрузка не может превышать 1200 *кг* (две бомбы

по 500 *кг* под фюзеляжем и четыре бомбы по 50 *кг* под крылом). При подвеске под фюзеляж двух бомб по 1000 *кг* самолет не может брать подкрыльных бензобаков.

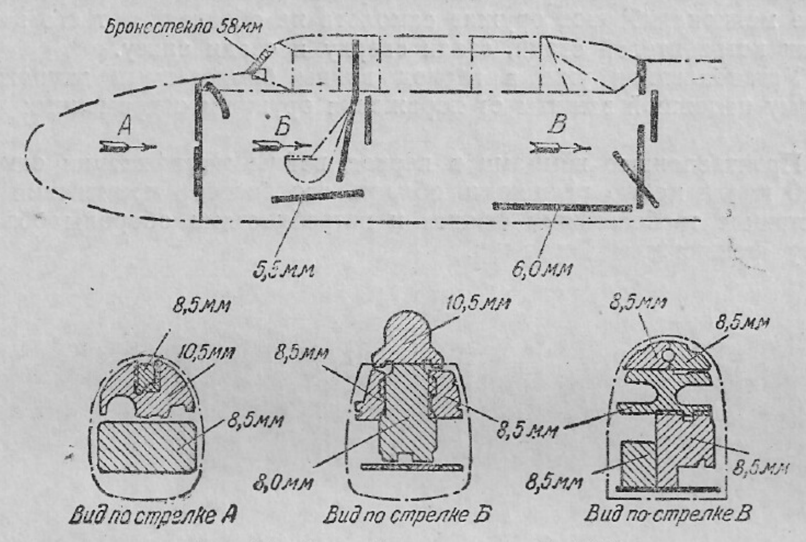
В обоих случаях максимальный полетный вес 9300 *кг*.

В перегрузочном варианте при указанном полетном весе 9300 *кг* взлет возможен только с бетонной площадки.

Скорости Ме-110Е при различном полетном весе, по немецким данным, следующие:

Полетный вес, *кг*	Максимальная скорость у земли, *км/час*
6950	475
7100	470
8639	395

2. В отличие от предшествующих вариантов самолета, на Ме-110Е установлена броневая защита экипажа (фиг. 24).



Фиг. 24. Схема бронирования Ме-110Е.

От атак спереди летчик защищен козырьком из пулестойкого стекла толщиной 58 *мм* и передней перегородкой, состоящей из двух броне-плит: верхней толщиной 10,5 *мм* и нижней толщиной 8,5 *мм*. Вырез в верхней плите прикрывается изогнутым щитком толщиной 8,5 *мм*. Сзади летчик защищен броневым заголовником толщиной 10,5 *мм*, бронеспинкой толщиной 8 *мм* и двумя боковыми плитами толщиной 8,5 *мм*, установленными за бронеспинкой перпендикулярно оси самолета. Под сиденьем пилота установлены в одной плоскости четыре плиты толщиной 5,5 *мм* каждая.

Стрелок-радист защищен сзади броневым заголовником, состоящим из двух плит толщиной 8,5 *мм* каждая, и тремя плитами, установленными в разных плоскостях, такой же толщины. Снизу стрелок-радист защищен броневым полом из двух плит толщиной 6 *мм* каждая.

Общий вес брони на самолете — 186,2 *кг*.

Уязвимые места

1. Моторы жидкостного охлаждения.
2. Агрегаты непосредственного впрыска горючего.
3. Протектированные, но не имеющие броневой защиты, бензобаки.

4. Протектированные, но не имеющие броневой защиты, маслобаки.
5. Расширительный бачок системы охлаждения.
6. Жидкостные радиаторы.
7. Масляные радиаторы.

Кроме того, огневая защита самолета в задней полусфере является слабой.

Выводы

1. Двухмоторный двухместный самолет Мессершмитт Ме-110 применяется немцами как многоцелевой самолет. Он является одним из основных ночных истребителей у немцев.

Мессершмитт Ме-110 выполняет также задачи ближнего бомбардировщика и штурмовика и ведет ближнюю разведку.

2. Неподвижное пушечно-пулеметное вооружение самолета, бывшее в начале войны сравнительно мощным, начинает уступать на третьем году войны даже некоторым одномоторным одноместным истребителям. Заднее мелкокалиберное оружие самолета не обеспечивает его защиты от атак истребителей сзади, сзади сверху и сзади снизу.

3. Установленная уже в период войны бронезащита экипажа не дает ему надежной защиты от поражения оружием современных истребителей.

4. Произведенные немцами в период войны модификации самолета Ме-110 имели целью расширить область его боевого применения в соответствии с требованиями фронта и потребностями обороны объектов в тылу фашистской Германии.

Мессершмитт Ме-210

Самолет Мессершмитт Ме-210 представляет собой двухмоторный двухместный моноплан цельнометаллической конструкции с низкорасположенным крылом, одинарным оперением и убирающимися шасси и хвостовым колесом (фиг. 25).

На самолете установлены два мотора жидкостного охлаждения Даймлер-Бенц DB-601 F-1. Самолет имеет пулеметно-пушечное вооружение и систему броневой защиты экипажа и агрегатов винтомоторной группы.

По своему назначению самолет Ме-210 является истребителем сопровождения и пикирующим бомбардировщиком.

Ме-210 впервые появился в 1942 г. и до середины 1943 г. применялся на фронте в весьма ограниченном количестве. Впоследствии он стал заменяться самолетом Ме-410.

Выпуск нового многоцелевого самолета Ме-210 продолжает линию развития самолетов данного класса, представленную в немецких ВВС самолетами Ме-110.

Краткое описание конструкции

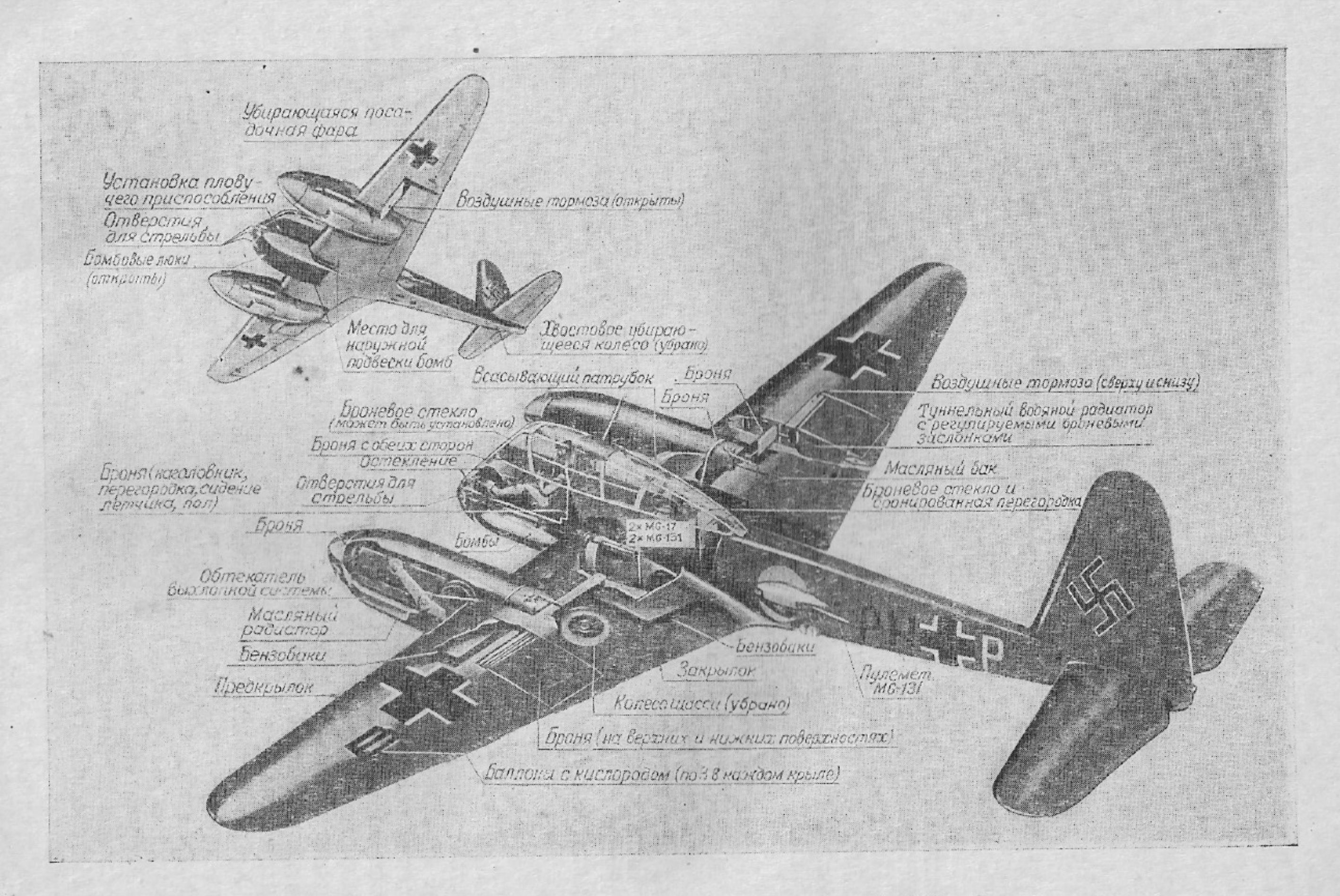
Крыло — трапецевидной в плане формы с закругленными концами, состоит из центроплана и двух консольных частей. Крыло имеет главный и вспомогательный лонжероны. Главный лонжерон двутаврового сечения состоит из плоской стенки и полок, образованных уголковыми профилями. Лонжерон центроплана проходит через фюзеляж. Консоли стыкуются с центропланом при помощи вертикальных болтов, соединяющих главный лонжерон с лонжероном центроплана, и шаровых узлов типа Юнкерс, связывающих жесткие работающие носки консолей и центроплана.

Крыло снабжено предкрылками и разрезными закрылками. На участке крыла, где установлены жидкостные радиаторы, закрылки служат одновременно створками радиаторов (по конструкции они аналогичны закрылкам на самолете Ме-109 Г-2).

Элероны щелевые с аэродинамической и весовой балансировкой, снабжены компенсационными пластинками.

Интересной особенностью самолета является установка аэродинамических тормозов, ограничивающих скорость пикирования на нижней и на верхней поверхностях крыла. Решотка этих тормозов выполнена из профилей уголкового сечения. Убранные тормоза укладываются заподлицо с поверхностью крыла. Управление тормозами гидравлическое с механическим дублером.

Фюзеляж в кабинной части имеет утолщенную форму, значи-



Фиг. 25. Компоновочная схема самолета Ме-210.

тельно сужающуюся к хвосту. Выпуклый фонарь кабины заканчивается перед задней кромкой крыла.

Хвостовая часть фюзеляжа — полумонокок. Она состоит из двух половин, изготовляемых в отдельных стапелях и склепываемых между собой в плоскостях симметрии при окончательной сборке.

Хвостовое оперение однокилевое, обычного типа. Стабилизатор нерегулируемый.

Шасси одностоечное, полностью убирающееся назад с поворотом вилки колеса на 90°. В убранном положении колесо уложено в моторной гондоле за главным лонжероном крыла.

Хвостовое колесо убирается полностью.

Винтомоторная группа

Винтомоторная группа самолета состоит из двух V-образных перевернутых 12-цилиндровых моторов Даймлер-Бенц DB-601 F-1 жидкостного охлаждения с непосредственным впрыском горючего в цилиндры.

Номинальная мощность мотора 1400—1415 *л. с.* на высоте 4250—4550 *м*.

Двигатель работает на топливе с октановым числом 87 (по немецкой шкале).

Горючее размещено в шести протектированных бензобаках: двух консольных емкостью по 180 *л* каждый, двух центропланных емкостью по 445 *л* и двух центропланных емкостью по 635 *л*. Общая емкость баков — 2520 *л* (общая емкость бензобаков самолета Ме-110—1270 *л*).

Два маслобака емкостью по 68 *л* каждый установлены позади моторов за броневой перегородкой. Маслорадиаторы установлены в туннелях под капотами моторов.

Жидкостные радиаторы расположены в туннелях под консольными частями крыла, с внешних сторон мотогондол. Регулируемые заслонки выходных частей туннелей выполнены из броневой стали. Кроме основных жидкостных радиаторов в систему охлаждения мотора включены два небольших радиатора, установленных в носовой части фюзеляжа, для обогрева кабины. Расширительные бачки установлены в носке каждого мотора.

Выхлопные патрубки и свечи охлаждаются воздушным потоком, проходящим по каналам, расположенным вдоль патрубков и свечей.

Вооружение

Вооружение самолета состоит из:

1) двух пулеметов MG-17 калибра 7,92 *мм* с запасом 1000 патронов;

2) двух пушек MG-151 калибра 20 *мм* с запасом 650 снарядов;

3) двух пулеметов MG-131 калибра 13 *мм* с запасом 1000 патронов.

Пулеметы MG-17 и пушки MG-151 установлены неподвижно под полом кабины. Электрическое управление огнем из неподвижного оружия сосредоточено у пилота.

Крупнокалиберные пулеметы MG-131 помещаются в блистерных установках по бортам фюзеляжа, непосредственно за задней кромкой крыла. Эти пулеметы защищают заднюю полусферу. Управление пулеметами MG-131 электромеханическое, дистанционное, при помощи двух рычагов, расположенных в кабине стрелка-радиста, и механической передачи к приводу от электромотора. Управление каждым блистером независимое. Огонь ведет стрелок-радист. Для стрельбы в вертикальной плоскости блистерные установки поворачиваются вместе с пулеметами.

Для стрельбы в горизонтальной плоскости в блистерах имеются щели, в которых перемещаются стволы пулеметов.

Блистерные пулеметы имеют следующие углы обстрела:

В вертикальной плоскости ± 65°[1]

В горизонтальной плоскости:

а) правый пулемет
влево . . . . 10°
вправо . . . . 40°

б) левый пулемет
влево . . . . 40°
вправо . . . . 10°

В систему электроуправления стрельбой включен прерыватель, исключающий возможность прострела хвостового оперения.

Прицелы установлены рефлекторные: у пилота марки 12Д; у стрелка-радиста два прицела типа Реви 25Б (по одному на каждый пулемет).

Бомбовая нагрузка составляет:

В нормальном варианте 1000 *кг.*

В перегрузочном варианте 1500 *кг.*

Внутри фюзеляжа (в носовой части) имеется бомбовый отсек с бомбодержателями, допускающими следующие варианты бомбовой нагрузки:

1) 2 × 250 *кг.*

2) 2 × 500 *кг.*

3) 1 × 1000 *кг.*

На подкрыльных бомбодержателях могут подвешиваться бомбы 2 × 250 *кг.*

Бронирование

Система бронирования предусматривает защиту экипажа, моторов и агрегатов винтомоторной группы.

1. Пилот защищен от атак сзади бронеспинкой толщиной 8 *мм.* Для защиты его головы и плеч установлен заголовник толщиной 12 *мм,* прилегающий в верхней своей части к каркасу фонаря кабины. За бронеспинкой установлена отражательная плита из дуралюмина. Кроме того, летчик частично защищен броней заднего стрелка.

Снизу летчик защищен бронеплитой толщиной 10 *мм,* образующей пол кабины пилота. Под сиденьем установлена плита толщиной 5 *мм.*

Для защиты от атак спереди предусмотрена установка пулестойкого стекла в переднем козырьке.

2. Стрелок-радист защищен от атак сзади бронеплитой толщиной 9 *мм,* закрывающей все сечение фюзеляжа. Голова его защищена пулестойким козырьком толщиной 64 *мм.* Ширина козырька у основания 710 *мм,* высота 305 *мм.* Козырек сделан по форме сечения фонаря.

3. Расширительный бачок и мотор спереди защищены плитой толщиной 5 *мм* и диаметром 670 *мм.* Плита установлена непосредственно за коком винта. Для защиты мотора сзади, а также для защиты трубопроводов охлаждающей системы, идущих к подкрыльным радиаторам, установлены бронеплиты толщиной 5 *мм.* Радиаторы защищены сверху и снизу плитами толщиной 5 *мм* и броневыми заслонками выходной части туннеля.

Общий вес брони на самолете — около 400 *кг* (вес брони на Ме-110 равен 186 *кг*).

---

[1] Все углы отсчитываются от положения ствола пулемета, направленного назад параллельно оси фюзеляжа.

Оборудование

Самолет оборудован всеми необходимыми приборами: пилотажными, навигационными и контролирующими работу моторов.

Радиооборудование на самолете обычного типа. Оно состоит из радиостанций ФУГ-10, ФУГ-16 и радиопеленгатора. Для слепой посадки имеется приемник старого образца EBL-1. На самолете установлен автопилот фирмы «Аскания». Для ночной посадки под левой консолью крыла установлена выдвижная посадочная фара.

Кислородное оборудование состоит из прибора нового типа Дрегер Хоэнатмер и шести кислородных баллонов, расположенных по три в каждой консоли крыла.

Кабина хорошо вентилируется и обогревается при помощи дополнительных радиаторов.

Воздушный поток при прохождении через радиаторы нагревается и поступает в кабину. Поступление нагретого воздуха регулируется пилотом.

В носовой части фюзеляжа помещается резиновая надувная лодка, необходимая при выполнении операций над водными пространствами.

Геометрические параметры Ме-210

Площадь крыла	36 $м^2$
Размах крыла	16,45 *м*
Длина самолета	12,25 „
Хорда крыла у корня	3,35 „
Размах стабилизатора	5,18 „
Расстояние от передней кромки крыла до кока винта	2,3 „
Длина створок бомболюков	2,6 „
Размах воздушных тормозов	1,17 „

Летно-тактические данные Ме-210 (ориентировочные)

А. Истребитель

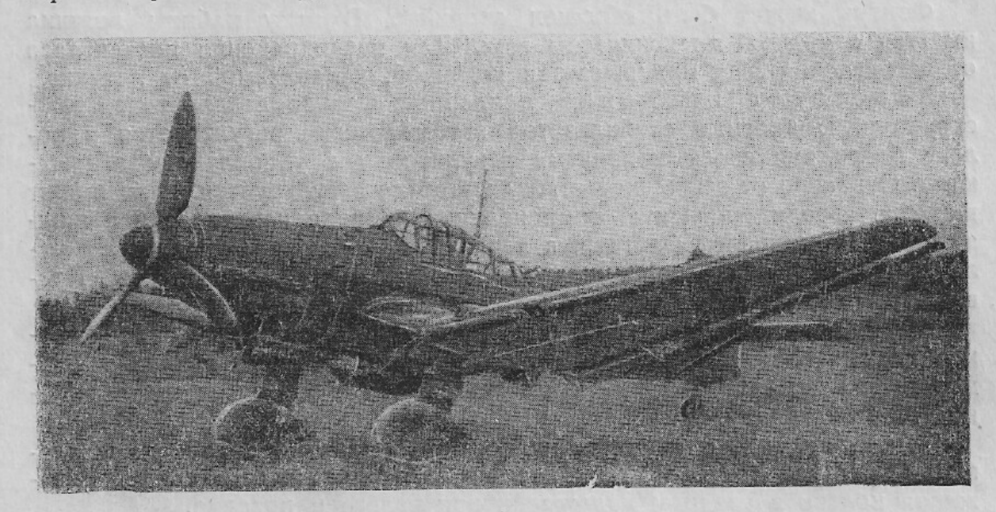
Полетный вес (при взлете без бомбовой нагрузки)	8300 *кг*
Максимальная скорость:	
у земли	485 *км/час*
на высоте 6000 *м*	590 „
„ 7500 „	570 „
Дальность полета при крейсерской скорости 515 *км/час* на высоте 5000 *м*	2100 *км*
Продолжительность полета на этом режиме	4 часа
Дальность полета при скорости 355 *км/час* на высоте 5000 *м*	2700 *км*
Продолжительность полета на этом режиме	7,5 час.
Время подъема на высоту 5000 *м*	10,6 мин.
Практический потолок	8600 *м*

Б. Бомбардировщик

	Нормальный вариант	Перегрузочный вариант
Полетный вес (при взлете), *кг*	8800	9800
Бомбовая нагрузка, *кг*	2×250	2×250+1×1000
Максимальная скорость, *км/час*:		
у земли	483	465
на высоте 6000 *м*	585	545
„ 7500 *м*	562	520
Дальность полета на высоте 5000 *м* (*км*):		
при крейсерской скорости 505 *км/час*	2050	—
при крейсерской скорости 400 *км/час*	—	1875
Продолжительность полета, час.	4	4
Дальность полета на высоте 5000 *м* (*км*):		
при скорости 370 *км/час*	2700	—
при скорости 355 „	—	2300
Продолжительность полета, час.	7,25	6,5

Юнкерс Ю-87

Самолет Юнкерс-87 (фиг. 26) представляет собой одномоторный двухместный пикирующий бомбардировщик с крылом типа «обратной чайки» и с неубирающимся шасси, на котором установлены воющие сирены. Он имеет только наружную бомбовую нагрузку и мелкокалиберное стрелковое оружие защиты.



Фиг. 26. Общий вид самолета Ю-87Д.

На вооружение самолет поступил в 1937 г. С тех пор он подвергался неоднократным изменениям, сохранив, однако, все свои характерные особенности.

Краткое описание конструкции самолета Ю-87Б[1]

Крыло трапецевидной в плане формы с закругленными концами, состоит из трех частей: центроплана и двух консолей. Центроплан, выполненный заодно с фюзеляжем, имеет отрицательное поперечное V, а консоли — положительное V. Таким образом крыло в поперечной плоскости образует «обратную чайку».

Силовой каркас крыла состоит из двух лонжеронов, большого количества нервюр и работающей дуралюминовой обшивки.

[1] Описание модификации „А" не приводится, так как самолеты этого типа не получили широкого распространения.

На них установлены менее мощные моторы ЮМО-210, один пулемет для стрельбы вперед и шасси пирамидального типа (с боковым подкосом).

Вдоль задней кромки крыла расположены щелевые подвесные элероны и закрылки. Элероны на посадке могут зависать одновременно с отклонением закрылков.

Под каждой консолью крыла установлен аэродинамический тормоз, представляющий собой металлическую пластинку длиной 1,83 *м* и шириной 0,23 *м* со щелью посередине.

Аэродинамические тормоза и закрылки управляются гидравлически.

Фюзеляж представляет собой монокок овального сечения с дюралюминовой работающей обшивкой. Фюзеляж состоит из двух половин: верхней и нижней, которые стыкуются между собой на заклепках при помощи угловых профилей.

Кабины пилота и стрелка расположены одна за другой и закрыты общим фонарем.

Между сиденьями пилота и стрелка установлен усиленный шпангоут, который доходит до верха фонаря кабины. Этот профиль служит для предохранения экипажа в случае полного капота.

Для доступа в кабины фонарь имеет две сдвигающиеся назад части. В подвижной части фонаря наклонно вмонтирована блистерная пулеметная турель.

Фонарь может быть сброшен аварийно. В полу кабины летчика имеется закрытый плексигласом люк. Для предохранения плексигласа от загрязнения люк прикрывается крышкой, управляемой от летчика.

Хвостовое оперение одинарное, цельнометаллической конструкции. Подкосный стабилизатор автоматически регулируется в полете благодаря связи механизма регулировки с управлением закрылками. Отдельно от закрылков стабилизатор не регулируется. Рули имеют весовую аэродинамическую компенсацию; на руле направления в нижней части установлен флетнер, а в верхней — триммер-флетнер. На руле глубины на обеих половинах установлены триммеры-флетнеры. Правый триммер-флетнер связан с автоматом пикирования.

Шасси — неубирающееся, консольное. Амортизация масляно-пневматическая. Колеса тормозные с пневматиками среднего давления. Размер колес 840×300. Амортизационные стойки и колеса закрыты съемными обтекателями.

Хвостовое колесо ориентирующееся, укреплено в вилке с масляно-пневматической амортизацией. Имеется стопорное устройство для удержания колеса в среднем положении при взлете и посадке.

Включение сирен электрическое.

Винтомоторная группа

На самолете установлен мотор ЮМО-211 *Ва* водяного охлаждения, перевернутый, V-образный, 12-цилиндровый с двухскоростным нагнетателем и непосредственным впрыском горючего в цилиндры. Номинальная мощность мотора 870 *л. с.* на высоте 4800 *м* при $n=2200$ об/мин.

Винт типа Юнкерс, трехлопастный, изменяемого шага, устанавливающийся во флюгерное положение. Диаметр винта 3,5 *м*. Управление винтом гидравлическое.

Бензосистема. Для горючего предусмотрены два бака емкостью по 250 *л* каждый. Баки установлены в центроплане между лонжеронами крыла, справа и слева от фюзеляжа. Баки протектированы.

Маслосистема. Для масла имеется бак емкостью 47 *л*, находящийся в фюзеляже позади противопожарной перегородки. Бак протектирован. Маслорадиатор расположен сверху мотора.

Водяная система закрытого типа, работает под давлением.

Радиатор расположен снизу в туннеле под мотором. Во входной щели установлены регулируемые заслонки.

Система запуска. Запуск производится от электроинерционного стартера типа Эклипс-Бош.

Спецоборудование

Аэронавигационное оборудование. В кабине летчика находятся все необходимые пилотажно-навигационные приборы и приборы контроля работы мотора.

Дистанционный компас установлен в хвосте самолета. Индикатор компаса находится на приборной доске летчика.

Радиополукомпас типа EZ-4 размещен в кабине стрелка, а рамка радиополукомпаса — сзади кабины стрелка, в углублении сверху фюзеляжа. Углубление закрыто плексигласом.

Все приборы расположены в кабине летчика; в задней кабине никаких приборов нет.

Высотомеров — два. Один из них контактный, позволяющий задать требуемую высоту для вывода самолета из пикирования; при достижении этой высоты включается сирена.

Электрооборудование. Источники электроэнергии — генератор, установленный на моторе, и аккумулятор, установленный в кабине стрелка-радиста.

Потребители электроэнергии:

а) ночное оборудование (освещение приборов и фара),

б) радиостанция и радиополукомпас.

Средства связи. Радиостанции ФУГ-7А и ФУГ-25 размещены в кабине стрелка-радиста.

Для внутренней связи имеется переговорное устройство СПУ.

Кислородное оборудование. У обоих членов экипажа имеются кислородные приборы типа «легочный автомат».

Кислородные баллоны (по три на каждого члена экипажа) двухлитровые, фигурные, размещены в правой консоли крыла.

Вооружение

Стрелковое вооружение. На самолете установлено три пулемета: два неподвижных пулемета MG-17 калибра 7,92 *мм* в консолях крыльев и один подвижный пулемет MG-15 калибра 7,92 *мм* сверху фюзеляжа в кабине стрелка.

На каждый крыльевой пулемет имеется боезапас 500 патронов, на подвижный пулемет — 900 патронов.

Питание крыльевых передних пулеметов — ленточное, заднего пулемета — магазинное.

Гашетка для стрельбы из передних пулеметов находится на ручке управления самолетом.

Бомбардировочное вооружение. Для подвески бомб на самолете имеется пять бомбодержателей: один под фюзеляжем и четыре под консолями крыла, по два с каждой стороны.

На самолете могут быть подвешены: одна бомба весом 250 *кг* под фюзеляжем и четыре бомбы весом по 50 *кг* под консолями крыла, или одна бомба весом 500 *кг* под фюзеляжем.

Для сбрасывания бомб имеется электросбрасыватель и кнопка на ручке управления самолетом. Все бомбы могут быть сброшены аварийно.

Прицел для бомбометания и стрельбы — коллиматорный Реви-12с, установлен перед пилотом.

Конструктивной особенностью бомбардировочного вооружения является специальная вилка под фюзеляжем, которая отводит бомбу от самолета при сбрасывании ее с пикирования и тем самым предохраняет винт от повреждения. Кроме того, на амортизационных ногах шасси установлены воющие сирены с двухлопастными ветрянками. Сирены включаются при пикировании для имитации звука падающей бомбы. Включение сирены электрическое.

Конструктивные особенности модификаций самолета Ю-87

1. Модификация Ю-87БК (выпуска 1939—1940 гг.).

Самолет Ю-87БК, или Ю-87С, отличается от Ю-87Б более мощным мотором ЮМО-211 Da с номинальной мощностью 1110 *л. с.* на высоте 4400 *м*.

2. Модификация Ю-87Д (выпуска 1941—1942 гг.).

На самолете Ю-87Д, по сравнению с Ю-87С, произведены следующие изменения:

а) Установлен мотор ЮМО-211 серии F и I.

б) На самолетах с моторами серии I совершенно изменена компоновка винтомоторной группы: на место водорадиатора установлен радиатор охлаждения воздуха, а водорадиатор разбит на две части, которые размещены с боков фюзеляжа, за задним лонжероном крыла. Заслонки водорадиаторов регулируются спереди и сзади. Управление заслонками электрогидравлическое.

в) Маслорадиатор снят с верхней части мотора и установлен снизу мотора, рядом с воздушным радиатором. Управление заслонкой маслорадиатора — механическое.

г) На моторе с правой стороны установлен противопыльный фильтр; при пробе мотора и взлете заборный патрубок закрывается крышкой, управляемой от летчика, и всасывание воздуха происходит через сетчатый фильтр из-под капота мотора.

д) На самолете увеличена емкость бензосистемы — вместо двух бензобаков установлено четыре бензобака: два, так же как на предыдущих модификациях — в центроплане и два в консолях крыла, за пулеметами. Общая емкость дополнительных баков 300 *л*. Кроме того, обеспечена возможность подвески двух сбрасываемых подвесных бензобаков общей емкостью 150 *л*. Все бензобаки мягкого типа.

е) Увеличен запас масла на 60 *л*. Для размещения масла вместо одного бака установлено три: основной на старом месте, добавочные — один снизу основного маслобака, а другой — сверху мотора. Оба добавочных маслобака непротектированные.

ж) Усилено стрелковое вооружение для обстрела задней полусферы. Вместо блистерной установки с одним пулеметом MG-15 установлена экранированная полутурель с двумя пулеметами MG-81. Углы обстрела: по горизонту 45°, в вертикальной плоскости вниз 15°, вверх 60°.

з) Изменено бомбардировочное вооружение: бомбодержатель под фюзеляжем приспособлен для подвески бомб калибром от 250 до 1800 *кг*; бомбодержатель под крыльями имеет три замка: средний замок для бомбы калибром 250 *кг*, а боковые — для бомб калибром 50 *кг*. На этот же бомбодержатель могут подвешиваться сбрасываемые подвесные бензобаки.

и) Произведено бронирование экипажа и частично отдельных агрегатов винтомоторной группы: водорадиаторов, маслорадиаторов и центропланных бензобаков (см. раздел «Бронирование самолета Ю-87Д»).

к) Установлен винт с деревянными лопастями фирмы Юнкерс. Управление винтом гидравлическое.

л) Имеются сведения (непроверенные), что на некоторых самолетах этой серии сделано убирающееся шасси.

3. Модификация Ю-87 выпуска 1943 г. (противотанковый вариант).

Создание этой модификации было вызвано отсутствием у немцев специального самолета для борьбы с танками.

Переоборудование самолета заключалось в следующем. Были сняты плоскостные пулеметы, подплоскостные и подфюзеляжный бомбодержатели, кислородное оборудование и бронезащита стрелка и агрегатов винтомоторной группы. Вместо снятого оборудования на месте подплоскостных бомбодержателей установлены в обтекателях две зенитные пушки «Флакк» калибра 37 *мм* с боезапасом 12 снарядов на каждую пушку.

Эти пушки автоматического действия и имеют скорострельность до 70 выстрелов в минуту (вследствие недоведенности пушек практическая стрельба из них производится лишь одиночными выстрелами через каждые 2 сек.).

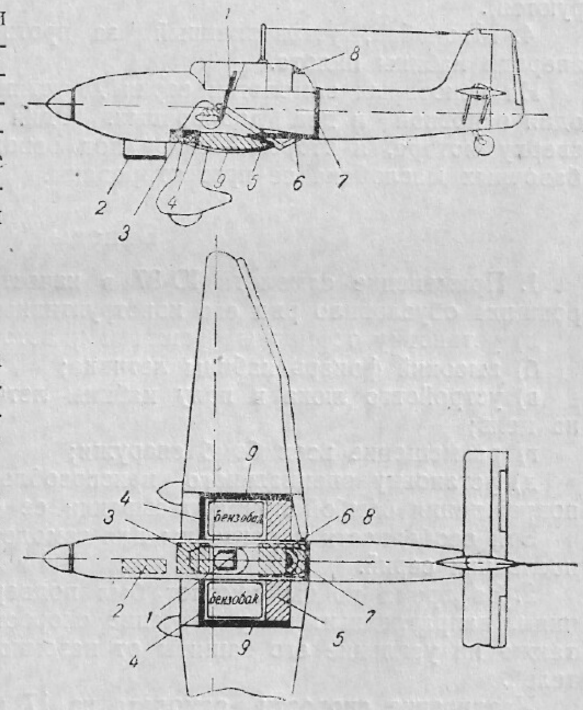
Вес одной пушки с лафетом около 473 *кг*; вес патрона 1,27 *кг*. Начальная скорость снаряда 1170 *м/сек*. Прицельная дальность стрельбы 800 *м*.

Вследствие установки пушек существенно ухудшилась маневренность самолета и стал затруднительным ввод в пикирование. Поэтому самолет не пикирует; атака целей производится с планирования под углом 10—12°.

Бронирование

Бронирование самолета Ю-87 производится с модификации Д (фиг. 27); на самолетах серий Б, БК и Р броня отсутствовала.

Броня летчика состоит из бронеспинки толщиной 8 *мм*, заголовника толщиной 10 *мм*, сиденья толщиной 4 *мм*, боковых плит толщиной 4 *мм*, козырька из бронестекла толщиной 50,8 *мм* и двух профилированных по обводам фюзеляжа бронированных листов толщиной 4 *мм*.



Фиг. 27. Схема бронирования Ю-87Д.

1—бронеспинка; *2*—броня маслорадиатора; *3*—броня маслобаков; *4*—передняя бронестенка бензобака; *5*—бронеплиты водорадиатора; *6*—бронепол; *7*—бронестенка; *8*—наголовник; *9*—боковая бронестенка бензобака.

Броня стрелка-радиста состоит из вертикальной поперечной плиты толщиной 8 *мм* (с боковинками толщиной 5 *мм*), расположенной сзади кабины стрелка-радиста, бронированного пола толщиной 5 *мм* и выпуклого бронированного диска, вмонтированного в потолок экранированной полутурели.

Броня водорадиаторов состоит из двух плоских бронеплит толщиной 4 *мм*, прикрывающих радиатор сверху и снизу, и бронированных створок толщиной 4 *мм*, прикрывающих радиатор спереди и сзади.

Броня центропланных бензобаков состоит из плит толщиной 5 *мм*, прикрывающих баки спереди и с внешнебортовой стороны.

Броня маслорадиаторов представляет собой плиту толщиной 4 *мм*, вмонтированную в нижнюю крышку капота.

Уязвимые места

1. Экипаж самолета, слабо защищенный спереди, с боков и снизу.
2. Мотор жидкостного охлаждения, совершенно не защищенный бронею. Наиболее уязвимыми местами на моторе являются: расширительный водяной бачок, установленный с левой стороны мотора, воздушный радиатор и топливный насос, установленные снизу мотора, и незапротектированный добавочный маслобак, помещенный сверху мотора (фиг. 28).
3. Бензобаки, находящиеся в центроплане и консолях крыльев и занимающие большую площадь (консольные бензобаки устанавливаются не на всех самолетах; в отличие от центропланных они не протектируются).
4. Маслобак, установленный за противопожарной перегородкой, впереди кабины пилота.

На некоторых самолетах серии Д устанавливаются три маслобака: один основной и два добавочных. Один добавочный бак помещен сверху мотора, а второй — внизу под основным маслобаком. Оба добавочных маслобака не протектированы.

Выводы

1. Применение самолета Ю-87 в качестве пикирующего бомбардировщика обусловило ряд его конструктивных особенностей:

а) установку тормозных решеток и автомата пикирования;

б) высокий фонарь кабины летчика;

в) устройство люка в полу кабины летчика для наводки самолета на цель;

г) размещение всех бомб снаружи;

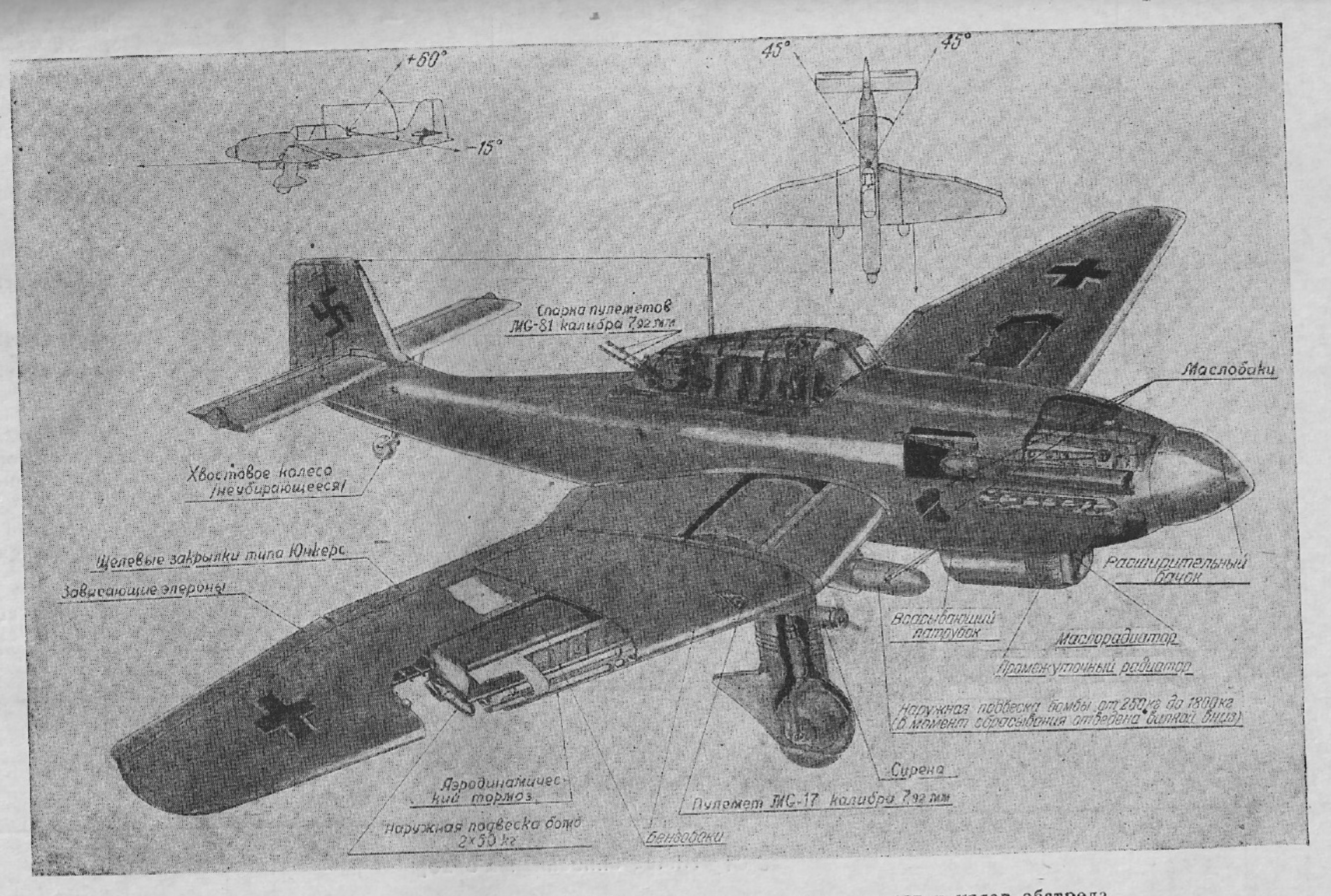
д) установку специального приспособления для защиты винта от повреждения бомбой при сбрасывании ее с пикирования.

Эти особенности характерны для самолетов Ю-87 как первых, так и последних серий.

2. За время войны самолет был подвергнут значительным изменениям, направленным на увеличение скорости и дальности самолета, а также на усиление его защиты от наземного огня и от атак истребителей.

Увеличение скорости самолета на 17 *км/час* для серии ВК и на 30 *км/час* для серии Д достигнуто в основном в результате установки более мощных модификаций мотора ЮМО-211, а увеличение дальности — в результате оборудования самолета добавочными и подвесными бензобаками.

Защита самолета усилена заменой блистерной установки стрелка-радиста с одним пулеметом MG-15 калибра 7,92 *мм* экранированной полутурелью с двумя пулеметами MG-181 калибра 7,92 *мм*, а также бронированием экипажа и некоторых агрегатов винтомоторной группы (водо- и маслорадиаторов и частично центропланных бензобаков).



Фиг. 28. Компоновочная схема Ю-87Д с указанием уязвимых мест и углов обстрела.

Летно-тактические данные Ю-87

Данные	Ю-87А с мотором ЮМО-210 1937 г.	Ю-87Б с мотором ЮМО-211 Ва 1938—1939 г.	Ю-87БК с мотором ЮМО-211 Da 1939—1940 г.	Ю-87Д с мотором ЮМО-211 I-1 1941—1942 г.	Ю-87 с мотором ЮМО-211 для штурмовых действий по танкам 1943 г.
Размах крыла, *м*	13,8	13,8	13,8	13,8	13,8
Длина самолета, *м*	10,83	10,83	10,83	10,83	10,83
Площадь крыла, *м²*	31,9	31,9	31,9	31,9	31,9
Вес:					
пустого самолета, *кг*	2270	2760	2760	3794	—
полной нагрузки, *кг*	1130	1490	1490	1446	—
Полетный вес, *кг*	3400	4250	4250	5240	5000—5500
Взлетная мощность, *л. с.*	—	—	1200	1350	—
Номинальная мощность мотора на высоте, *л. с./м*	615/3700	870/4800	970/4900	1020/5500	—
Скорость:					
а) максимальная у земли, *км/час*	—	—	340 (по данным фирмы)	334	—
б) максимальная на высоте, *км/час / м*	320—350	370/4900	387/4400	382/4350	320—330
в) посадочная, *км/час*	100	108	118	128	150—160
Подъем на высоту, *мин. / м*	16/4000	12/4200	12/5000	18,5/5000	—
Практический потолок, *м*	7000	8500	8100	6500	—
Дальность:					
а) нормальная, *км*	600	550	850	640	—
б) максимальная, *км*	1000	850	—	—	—
Скорость установившегося пикирования:					
а) без тормозов, *км/час*	—	700	—	—	—
б) с тормозами, *км/час*	—	400	—	—	—

Продолжение

Данные	Ю-87А с мотором ЮМО-210 1937 г.	Ю-87Б с мотором ЮМО-211 Ba 1938—1939 г.	Ю-87БК с мотором ЮМО-211 Da 1939—1940 г.	Ю-87Д с мотором ЮМО-211 I-1 1941—1942 г.	Ю-87 с мотором ЮМО-211 для штурмовых действий по танкам 1943 г.
Разбег, *м*	—	—	—	405	600—800
Экипаж	2	2	2	2	2
Вооружение:					
а) Стрелковое и пушечное	*Вперед* 1 пулемет калибра 7,92 *мм* неподвижно установлен в крыле *Назад* 1 подвижный пулемет калибра 7,92 *мм*	*Вперед* Два пулемета калибра 7,92 *мм* неподвижно установлены в крыльях *Назад* 1 подвижный пулемет калибра 7,92 *мм*	*Вперед* Два пулемета калибра 7,92 *мм* неподвижно установлены в крыльях *Назад* 1 подвижный пулемет калибра 7,92 *мм*	*Вперед* Два пулемета калибра 7,92 *мм* неподвижно установлены в крыльях *Назад* Спарка пулеметов MG-81 калибра 7,92 *мм*	2 пушки калибра 37 *мм*
б) Бомбардировочное	Держатель для одной бомбы весом от 250 до 500 *кг*	4 держателя для бомб весом 50 *кг* и 1 для бомбы весом от 250 до 500 *кг*	4 держателя для бомб весом 50 *кг* и 1 держатель для бомбы весом от 250 до 500 *кг*	*Под крылом* 4 держателя для 50-*кг* бомб или двух бомб по 250 *кг* *Под фюзеляжем* 1 держатель для бомб весом от 250 до 1800 *кг*	Нет

Продолжение

Данные	Ю-87А с мотором ЮМО-210 1937 г.	Ю-87Б с мотором ЮМО-211 Ва 1938—1939 г.	Ю-87БК с мотором ЮМО-211 Da 1939—1940 г	Ю-87Д с мотором ЮМО-211 I-1 1941—1942 г.	Ю-87 с мотором ЮМО-211 для штурмовых действий по танкам 1943 г.
Броня	Нет	Нет	Нет	*Броня летчика* Спинка толщиной 8 *мм*, заголовник толщиной 10 *мм*, плиты по бокам толщиной 4 *мм*, козырек из бронестекла толщиной 50,8 *мм* *Броня стрелка* Броневые секторы на турели толщиной 8 *мм*. Вертикальная поперечная плита толщиной 8 *мм* Боковины толщиной 5 *мм*, бронепол толщиной 5 *мм* *Броня водорадиатора* Бронеплиты толщиной 4 *мм* *Броня центропланных бензобаков* Бронеплиты толщиной 5 *мм* (на некоторых самолетах)	*Броня летчика* Сзади бронеспинка толщиной 20 *мм*, снизу и с боков без изменения *Броня стрелка* Отсутствует *Броня водорадиатора* Отсутствует *Броня центропланных бензобаков* Отсутствует

3. Бронирование самолета является слабым, особенно снизу, с боков и спереди (толщина брони снизу и с боков равна 4—6 *мм*).

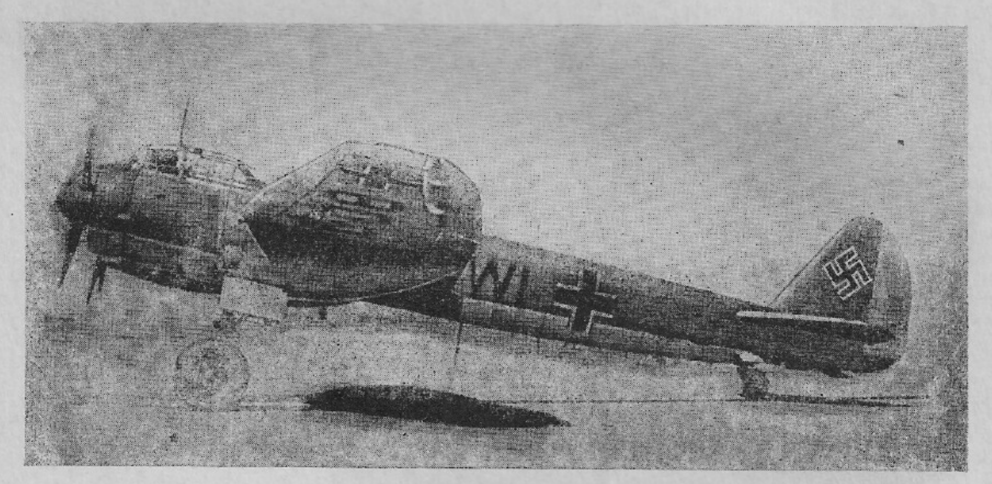
4. Вследствие слабой огневой и броневой защиты, а также низких летных данных, самолет Ю-87 применяется преимущественно под прикрытием истребителей.

5. Установка пушек калибра 37 *мм* на самолет противотанкового варианта снизила его максимальную скорость на 70—80 *км/час* и значительно ухудшила маневренность самолета. Ухудшение летных данных этого варианта и уменьшение брони делают этот самолет еще более уязвимым, чем основной самолет Ю-87.

Имеются сведения о появлении самолета Ю-87 с убирающимся шасси и с двумя подкрыльными пушками калибра 37 *мм* «Рейнметалл» вместо зенитных пушек «Флакк». Но даже и в этом виде Ю-87 является сильно устаревшим самолетом и может сбиваться не только истребителями, но также штурмовиками и фронтовыми бомбардировщиками.

Юнкерс Ю-88

Самолет Ю-88 (фиг. 29) является основным бомбардировщиком ВВС фашистской Германии. Его место было определено программой развития самолетостроения, утвержденной Гитлером в 1940 г. и известной под названием «Программы Ю-88». Само название программы указывает на то, что главное место в ней было отведено бомбардировочной авиации и ее представителю — самолету Ю-88.



Фиг. 29. Общий вид самолета Ю-88 А-1.

Самолет Ю-88 построен по особому заказу ВВС фашистской Германии с основным назначением фронтового пикирующего бомбардировщика, но применяется также в качестве дальнего бомбардировщика, разведчика и штурмовика.

Самолет Ю-88 представляет собой двухмоторный цельнометаллический моноплан с низкорасположенным крылом. На нем установлены 12-цилиндровые, V-образные, перевернутые моторы ЮМО-211 жидкостного охлаждения.

Экипаж состоит из четырех человек — летчика, бомбардира-стрелка, радиста-стрелка и стрелка из нижней задней стрелковой установки. Весь экипаж находится в одной кабине, расположенной в носу фюзеляжа, впереди крыла.

Краткое описание конструкции Ю-88 А-1

Крыло — металлическое, свободнонесущее, полукессонного типа, с работающей обшивкой; состоит из двух консолей, которые непосред-

ственно крепятся к фюзеляжу при помощи шаровых соединений в четырех точках. Лонжероны имеют дуралюминовые тавровые полки с накладками переменной по размаху толщины и сплошные дуралюминовые стенки.

Обшивка крыла гладкая дуралюминовая. Заклепки поставлены впотай.

Носок крыла подкреплен гофром, волны которого направлены по потоку. В передней части носка установлена продольная стенка, сделанная из листа толщиною 0,8 *мм*. Стенка образует туннель, в который входит горячий воздух. Из туннеля воздух проходит по каналам, образованным гофром и обшивкой носка, и равномерно обогревает носок, предотвращая его обледенение.

Почти вся нижняя обшивка крыла образована съемными панелями, крепящимися на шурупах, для доступа внутрь крыла при клепке и установке бензобаков.

Закрылки щелевого типа — дуралюминовые. Когда закрылки подняты, то щель закрыта специальным щитком. Управление щитком связано с управлением закрылками: когда закрылок опускается, щиток подымается, открывая щель.

Каркас элеронов сделан из дуралюмина и обтянут полотном (на самолетах последних серий обшивка дуралюминовая). Управление элеронами связано с управлением закрылками, так что элероны могут зависать на посадке. При открытии закрылков на 50° от нормального положения элероны отклоняются на 15°. Кабрирующий момент от закрылков нейтрализуется автоматическим отклонением стабилизатора на —5°.

Управление закрылками и стабилизатором — гидравлическое.

На нижней поверхности крыльев — сразу за мотогондолами, на 16% хорды крыла размещены воздушные тормоза, которые представляют собою решотку из двух металлических труб и трех пластинчатых реек. Тормозные решотки при отклонении не меняют балансировки самолета, что представляет основную ценность этого тормозного приспособления для пикирующего бомбардировщика. Тормозные решотки связаны с триммером руля высоты. При выпуске тормозных решоток триммер автоматически отклоняется на 3° вверх и переводит самолет в пикирующее положение. Управление тормозными решотками гидравлическое.

На левом элероне имеется триммер, управляемый летчиком.

Характерными особенностями конструкции крыла являются:

а) Монолитность конструкции. Чтобы не резать обшивку крыла и тем самым не ослаблять конструкцию, моторы вынесены далеко вперед, радиаторы расположены спереди моторов, а колеса при уборке поворачиваются на 90°;

б) Нижняя поверхность крыла почти полностью (на 80%) сделана легкосъемной, что облегчает технологический процесс сборки крыла и монтаж бензобаков;

в) Крыло имеет малое количество основных нервюр, что обеспечивает удобное размещение бензобаков;

г) Вместо стрингеров установлен частый поперечный набор, в виде ободков легких нервюр. Благодаря этому крылу придана правильная форма дужки и более ровная поверхность.

Фюзеляж — дуралюминовый полумонокок овального поперечного сечения; разделен перегородками на три части: носовую, среднюю (состоящую из двух отсеков) и хвостовую.

В носовой части фюзеляжа расположена общая для всего экипажа кабина. Сиденье пилота находится с левой стороны, рядом с ним —

сиденье штурмана. Сзади расположены сиденья для радиста и стрелка нижней огневой точки. Сиденье пилота может перемещаться в продольном направлении и вверх, а сиденье радиста — вверх и перпендикулярно направлению полета. Во время прохода экипажа в кабину сиденья стрелка и бомбардира откидываются к правому борту.

В переднем отсеке средней части помещается дополнительный бензобак. Для установки и снятия этого бака в нижней части фюзеляжа крепится съемная силовая панель.

В заднем отсеке подвешиваются десять бомб по 50 *кг*. Для загрузки и сбрасывания их внизу сделан люк, который закрывается управляемыми створками.

Продольный набор фюзеляжа состоит из четырех лонжеронов таврового сечения и 40 стрингеров из гнутых закрытых профилей.

9-й и 12-й шпангоуты силовые. На них находятся стыковые узлы для крепления крыла. Крепление типовое для самолетов фирмы Юнкерс — яблоко с накидной гайкой.

Обшивка фюзеляжа дуралюминовая. Толщина листов 1 *мм*. Листы обшивки стыкуются внахлестку без подсечки; клепка впотай. Отверстия под головку заклепок отштампованные.

Носовая часть фюзеляжа представляет собой полностью застекленный носовой фонарь, каркас которого цельнолитой из алюминиевого сплава. Боковые стекла из плексигласа, а средние прицельные — из триплекса.

Верхний фонарь состоит из передней части, неподвижно закрепленной на фюзеляже, и задней, сбрасываемой в случае аварии. С правой стороны в переднюю неподвижную часть фонаря вмонтирован кронштейн для шкворневой пулеметной установки штурмана, а в задней части, сбрасываемой в случае аварии, установлена одна турельная установка.

Снизу носовой части фюзеляжа расположена люлька стрелка. Сзади она имеет застекленную плексигласом откидную часть, через которую по убираемой в кабину лестнице входит весь экипаж в кабину самолета. В откидную часть фонаря вмонтирована турельная установка.

В случае аварии откидная часть люльки может быть сброшена при помощи специального механизма.

Хвостовое оперение — однокилевое, свободнонесущее, имеет симметричный профиль.

Стабилизатор двухлонжеронный; составлен из двух половин, стыкующихся на лонжеронах в плоскости симметрии.

Обшивка гладкая, работающая. Клепка впотай.

Угол установки стабилизатора изменяется в полете. Механизм регулировки гидравлически связан с управлением закрылками. Стабилизатор крепится к фюзеляжу в четырех точках. Передний лонжерон стабилизатора присоединяется в двух точках к механизму изменения угла установки стабилизатора, а задний лонжерон в двух точках присоединяется к шарнирным узлам фюзеляжа. Носок стабилизатора имеет антиобледенитель системы Гудрич.

Руль высоты имеет дуралюминовый каркас и полотняную обшивку (на последних сериях дуралюминовую). Подвешен руль высоты в шести точках. Аэродинамическая компенсация — осевая. Весовая компенсация осуществляется грузами из чугунных отливок, приклепанных в носке, и набора свинцовых шайб в корневой части носка.

На каждой половине руля имеется триммер. Триммеры управляются механически из кабины пилота. Одновременно триммеры гидравлически связаны с воздушными тормозами и электрически — с гашеткой для сбрасывания бомб при пикировании.

Киль крепится к фюзеляжу в четырех точках при помощи шаровых узлов с накидными гайками.

Киль цельнодуралюминовый, по конструкции аналогичен стабилизатору.

Руль направления по конструкции аналогичен рулю высоты. На руле направления имеется триммер.

Органы управления. Управление самолетом, за исключением руля направления, двойное: от летчика и от штурмана.

Для управления самолетом в кабине установлены:

а) педали (только у пилота),

б) штурвал у летчика и съемная ручка у штурмана,

в) пульт управления всеми триммерами у пилота и штурвальчик управления триммером руля направления у штурмана,

г) рычаг гидравлического управления закрылками и стабилизатором (только у пилота),

д) рычаг гидравлического управления воздушными тормозами,

е) гидравлический стопор рулевого управления.

Руль направления управляется при помощи дуралюминовых трубчатых тяг и стальных тросов.

Педали регулируются под рост летчика, для чего могут быть установлены в трех положениях — в двух крайних и одном среднем.

В проводку руля направления включен автомат курса.

Управление рулем высоты — от штурвала летчика и от ручки управления штурмана. Когда штурман не пользуется ручкой, она находится в специальных зажимных кронштейнах на правом борту кабины.

Руль высоты, так же как и руль направления, управляется при помощи дуралюминовых трубчатых тяг и стальных тросов.

Для ограничения перегрузок на выводе из пикирования имеется специальный механизм, ограничивающий ход руля высоты в момент вывода самолета из пикирования.

Управление элеронами жесткое, посредством дуралюминовых тяг.

Все органы управления (руль высоты, руль направления и элероны) могут быть застопорены из кабины летчика, для чего имеется специальный гидравлический механизм.

Шасси и костыльная установка. Выпуск и уборку шасси и костыля производят при помощи гидравлической системы. Колеса убираются в мотогондолы, поворачиваясь при уборке на 90°.

Аварийная система выпуска шасси гидравлическая, от ручной помпы.

Капот шасси состоит из четырех створок: две передние створки кинематически связаны с амортизационной стойкой, а две задние — управляются от гидросистемы. Задние створки открываются только в момент прохождения колеса.

Амортизатор шасси принципиально отличен от общепринятых систем: работа поглощается трением клинообразных соприкасающихся поверхностей стальных колец и их деформацией.

Костыльное колесо ориентируется на 360°. При взлете костыль контрится летчиком. Управление стопором костыля — гидравлическое.

Гидросхема уборки костыля устроена так, что при незаконтренном колесе его уборка невозможна.

В линию полета костыль устанавливается резиновыми амортизаторами. Аварийно костыль не выпускается. На случай аварии хвостовая часть фюзеляжа снабжена литым башмаком, через который также сливается бензин.

Колеса и тормоза. Основные колеса имеют размер 1100×375 *мм*; хвостовое колесо — 560×200 *мм*.

Колеса снабжены двухсторонними тормозами и специальными ребрами для охлаждения при торможении. Тормозятся колеса путем нажатия на педали ножного управления, к которым присоединены гидравлические цилиндры.

Раздельность торможения обеспечивается нажатием на соответствующую педаль, так как линии на правое и левое колесо идут самостоятельно.

Гидравлическая система. При помощи гидравлической системы выполняется следующая работа:

1. Подъем и выпуск шасси и костыля (одновременно).
2. Раскрытие и закрытие задних створок шасси.
3. Опускание и подъем посадочных закрылков и стабилизатора.
4. Выпуск и подъем воздушных тормозов.
5. Стопорение хвостового колеса.

Гидравлическая система работает от двух помп, установленных на моторах. Максимальное рабочее давление помпы до 90 *ат*. Рабочее давление в гидросистеме до 85 *ат*.

При неработающих моторах давление в гидросистеме может быть создано при помощи ручной помпы.

Управление гидроагрегатами основано на принципе «предпочтительного включения», позволяющего в случае необходимости немедленно включать в работу наиболее необходимые агрегаты шасси и закрылки за счет выключения остальных. Осуществлено это таким образом, что смесь последовательно поступает через кран шасси и кран закрылков и только при нейтральном положении кранов этих агрегатов может быть подведена к остальным агрегатам.

Аварийная система, приводимая в действие от ручной помпы, работает только на выпуск шасси, открытие створок шасси, опускание закрылков и подъем воздушных тормозов.

Цилиндры гидравлической системы снабжены механическими шариковыми замками, обеспечивающими надежность запора даже при вытекании смеси. При закрытом замке шарики заскакивают в лунку и в таком положении удерживаются плунжером, который подпирается пружиной. При открытии замка смесь отводит плунжер и освобождает шарики, после чего поршень вместе с обоймами шариков отодвигается в другое крайнее положение, где запирается таким же шариковым замком.

Винтомоторная группа самолета

На самолете установлены моторы ЮМО-211В.

Общие данные

Взлетная мощность моторов	1200 *л. с.*
Номинальная мощность:	
на 1-й скорости нагнетателя	1000 *л. с.*
на 2-й скорости нагнетателя	970 *л. с.*
Расчетная высота:	
на 1-й скорости нагнетателя	1600 *м*
на 2-й скорости нагнетателя	4000 *м*
Октановое число топлива	87

Моторы запускаются от инерционного стартера типа Бош.

Раскрутка стартера производится от аэродромного аккумулятора или от руки при помощи специальной ручки.

Заливку бензомагистрали производят при помощи ручной подкачивающей помпы.

Впрыск бензина во всасывающую систему производится от специальной заливной системы, состоящей из бачка емкостью 1,5 *л*, шприца и перекрывного крана для переключения на правый или левый мотор.

Моторы запускаются легко, за две-три попытки, при температуре наружного воздуха 4—7°С. Управление мотором жесткое, за исключением останова моторов, обогрева кабин и подогрева передней кромки крыла, которые имеют тросовое управление.

Компоновка винтомоторной группы — подходы к агрегатам, их монтаж, а также подготовка к полету — удовлетворяет требованиям эксплоатации.

На самолете установлены трехлопастные винты типа VDM. Диаметр винта 3,6 *м*. Вес — 151 *кг*. Лопасти винтов имеют профилированные комлевые части. Шаг винта изменяется в полете при помощи электромотора, управление которым выведено в кабину летчика. Указатель изменения шага винта электрический; имеет циферблат часов с 12 делениями и две стрелки — малую и большую. На малом шаге и во флюгерном положении винта электромотор автоматически выключается. Малый шаг винта соответствует 12 час. на указателе, флюгерное положение винта — 2 часам. Время перестановки винта во флюгерное положение — около 40 сек.

Подмоторная рама состоит из двух электронных литых брусьев двухтаврового сечения и двух поддерживающих подкосов круглого сечения. На концах брусьев и подкосов вклепаны шаровые наконечники с накидными гайками для крепления моторамы к крылу. В брусьях моторамы поставлены четыре резиновых амортизатора (по два в каждом брусе) для эластичной подвески моторов.

Моторные капоты состоят из пяти частей: верхнего капота, двух боковых и двух нижних капотов. Верхний капот снимается с боковыми капотами. Капоты крепятся к каркасу стяжными замками и замками ДЗУС. Каркас крепится к мотору на амортизаторах. На частичное раскапочивание требуется 0,5 мин., на полное раскапочивание 3—4 мин.

Моторные установки позволяют делать съемку и монтаж моторов с моторамой, винтом, капотами и системой охлаждения, проверенной на герметичность.

Оба мотора (правого и левого крыла) с капотами, моторамой, винтом и системой охлаждения взаимозаменяемы.

Для облегчения замены мотора места разъема трубопроводов и рычагов системы управления обозначены на противопожарной перегородке цифрами и красными полосами на белом фоне.

Всасывающий патрубок расположен с правой стороны мотора и крепится к правому брусу моторамы. Входное отверстие патрубка находится между водорадиаторами.

Выхлопной коллектор состоит из индивидуальных патрубков реактивного типа. Поверх патрубка надет кожух с приемным патрубком воздуха для обогрева передней кромки крыла.

Выхлопной коллектор помещен в специальном канале капотов.

Для обогрева кабины на противопожарной перегородке установлены пластинчатые радиаторы (по одному на мотор). Вода из блоков мотора подводится к радиатору по гибкому шлангу, а из радиатора откачивается водяной помпой мотора. С левой стороны мотора к левому брусу моторамы прикреплен патрубок, по которому подводится холодный воздух к радиатору.

Из радиатора нагретый воздух подводится по трубам в кабину для обогрева экипажа.

Для контроля работы мотора установлены следующие приборы:

а) четырехстрелочный индикатор, показывающий давление масла и бензина обоих моторов;

б) два счетчика оборотов;

в) два вакуумметра;

г) два термометра воды на выходе из радиатора;

д) два термометра масла;

е) бензиномеры и масломеры электрические для каждого бака;

ж) электросигнализации количества бензина в расходных баках.

Система бензопитания. Горючее размещено в пяти бензобаках общей емкостью 2900 *л*.

Баки расположены:

а) центральный в фюзеляже, между кабиной и бомболюком; емкость этого бака 1220 *л*;

б) два расходных бака — в крыле между фюзеляжем и мотором; емкость этих баков 850 *л*;

в) два консольных бака — в консолях крыльев с внешней стороны моторов; емкость этих баков 830 *л*.

Для увеличения дальности полета вместо бомб в заднем бомбоотсеке может быть установлен дополнительный бензобак емкостью 680 *л*. В этом случае бомбы размещаются только на наружных держателях.

При полетах на малый радиус действия центральный бензобак может быть снят, и тогда в переднем и заднем бомбоотсеках размещаются двадцать восемь 50-*кг* бомб.

Таблица 1

Емкость бензобаков

Наименование баков	Материал	Количество баков	Емкость *л*
Центральный (передний фюзеляжный)	Фибра, протектирован	1	1220
Расходные	Фибра, протектированы	2	850
Консольные	То же	2	850
Дополнительный (задний фюзеляжный)	То же	1	680
Сбрасываемые подвесные	То же	2	900

В каждый бензобак сверху вмонтирован стандартный литой фланец, на котором имеется горловина, линейка для измерения количества бензина и выводные штуцеры для магистралей:

а) забора бензина,

б) дренажа,

в) перекачки бензина.

Заливная горловина закрывается крышкой на резиновой прокладке и затягивается двумя барашками. В пробке заливной горловины поставлен клапан, который открывается при разрежении в бензобаке.

Клапан является добавочным дренажным приспособлением для пикирования.

Пролитое при заправке горючее отводится по специальной трубке наружу под крыло. Под крылом у бензобаков сделаны вентиляционные отверстия.

Дренаж расходного и консольного бензобаков — общий. Дренаж центрального бензобака сделан отдельно.

Питаются моторы от расходных баков, которые пополняются горючим из центрального и консольных бензобаков. Для этого баки (центральный и консольные) снабжены электропомпами.

Расходные баки во избежание их переполнения снабжены специальными приспособлениями, ограничивающими наполнение баков 380 литрами.

Кроме перекачивающих электропомп, для перекачки бензина предусмотрена еще ручная помпа. Для контроля перекачивания бензина в расходные баки в кабине летчика имеется световая сигнализация. Загорание лампочки с буквой «*L*» сигнализирует, что в расходном баке осталось 150—170 *л*. Загорание лампочки с буквой «*V*» сигнализирует, что бак полный и необходимо прекратить перекачку бензина. Кроме этой сигнализации, в каждом баке имеется электрический бензиномер.

В расходных баках установлены электропомпы, которые подают горючее к основным бензопомпам на моторах и включаются летчиком на взлете, посадке и при высотных полетах.

В магистрали, между каждым расходным баком и пожарным краном, смонтированы перекрывные краны, с помощью которых можно подавать горючее:

а) к каждому мотору из расходного бака своей стороны;

б) к обоим моторам из левого расходного бака;

в) к обоим моторам из правого расходного бака.

Из центрального бензобака возможен аварийный слив горючего. Опоражнивается бензобак при помощи воздуха из нагнетателя обоих моторов. Для этого в воздушной магистрали от нагнетателя к баку установлен электромагнитный кран, который связан с электромагнитным краном дренажной системы центрального бака.

Краны отрегулированы так, что когда кран в нагнетающей магистрали открывается, кран дренажной системы закрывается, и наоборот.

При включении аварийного крана бензин из бака выжимается и по трубе выводится через хвостовую часть фюзеляжа наружу. Конец трубы аварийного слива одновременно предохраняет хвостовую часть фюзеляжа от поломки при посадке с убранным хвостовым колесом.

При подвеске сбрасываемых в полете бензобаков горючее из них перекачивается в расходные баки посредством воздуха из нагнетателей. Воздух поступает из нагнетателей обоих моторов через электромагнитный кран. Этот кран связан с электромагнитным краном аварийной системы.

При перекачке бензина из подвесных баков в расходные кран подвода воздуха для аварийного слива закрыт.

Между магнитным краном и подвесным баком установлен предохранительный клапан на 0,3 *ат*.

Для предотвращения вытекания бензина из расходных баков наружу, когда подвесные баки сброшены, в бензомагистрали поставлен обратный клапан.

Характерным для бензосистемы самолета Ю-88, так же как и для других немецких самолетов, является:

а) ограниченное количество бензобаков (3—5 шт.) увеличенной емкости;

б) изготовление бензобаков из фибры, что увеличивает пулестойкость баков;

в) размещение бензобаков в герметически изолированных отсеках крыла;

г) дублирование бензомагистралей;

д) горючее забирается из верхней части баков при помощи индивидуальных электрических помп.

Все эти мероприятия направлены на увеличение живучести самолета.

Система маслопитания. Маслосистема каждого мотора состоит из маслобака, радиатора, фильтра, маслопровода и контрольных приборов.

Маслобак сделан из фибры и запротектирован, емкость его 125 *л*. Бак установлен за противопожарной перегородкой, и в него вмонтирован литой стандартный фланец с горловиной, в котором имеются масломер (тарированная линейка) и штуцеры для присоединения магистралей:

а) заборной,

б) откачивающей,

в) дренажа.

Заливная горловина закрывается крышкой на резиновой прокладке и затягивается двумя барашками. В пробке заливной горловины поставлен клапан двойного действия. Пролитое при заправке масло отводится по специальной трубке наружу, под крыло. Забор масла производится сверху бака.

Сотовый маслорадиатор смонтирован в лобовой части моторов. Охлаждающая поверхность радиатора 6 $м^2$, объем его 7,5 *л*. В радиаторе установлен предохранительный клапан.

Температура масла регулируется специальным регулятором температуры выходящего масла. При температуре масла ниже 65—75° радиатор выключается регулятором, и масло непосредственно откачивается в бак. При порче регулятора температура масла регулируется общей юбкой с водяными радиаторами.

Сдвоенный пластинчатый маслофильтр смонтирован в нагнетающей магистрали мотора. Рукоятка фильтра связана тросом с юбкой системы охлаждения. При открывании и закрывании юбки в полете одновременно производится чистка фильтра.

Для предотвращения попадания масла в мотор из маслобака (при неработающих моторах) в нагнетающей магистрали, после помпы, поставлен обратный клапан.

Дренаж маслобака связан с картером мотора и через управляемый клапан — с наружной атмосферой; клапан добавочной дренажной трубки связан с пожарным краном. При открытом пожарном кране клапан закрыт, при закрытом — открыт. Добавочная дренажная магистраль с управляемым клапаном служит для сообщения бака с наружным воздухом при неработающих моторах.

Для запуска моторов в холодную погоду в системе смазки предусмотрено приспособление для разжижения масла бензином.

Система охлаждения состоит из радиатора, расширительного бачка, трубопроводов и контрольных приборов.

Радиатор пластинчатый, состоит из трех секторов, которые вместе с маслорадиатором составляют кольцевой радиатор, установленный в лобовой части мотора.

Охлаждающая поверхность трех радиаторов составляет 58 $м^2$.

Расширительный бачок подковообразного типа установлен сверху в передней части мотора, перед редуктором.

Нагретая охлаждающая жидкость поступает из мотора сверху, с обеих сторон бачка, в пароотделители. Из бачка пар и воздух через клапан, отрегулированный на 0,3—0,4 *ат*, отводится по трубке наружу, а вода поступает в нижний сектор радиатора, откуда по трубам — в боковые секторы радиатора. Из боковых секторов вода подводится к помпе.

Регулируется охлаждение юбкой, установленной в передней части мотора, что является характерной особенностью самолета Ю-88. Управление юбкой — электрическое, через передачу зубчаток с помощью цепи. Для управления юбками в кабине установлен тумблер.

Вооружение

Стрелковое вооружение самолета Ю-88 А-1 состоит из:

1. Переднего пулемета «Рейнметалл» MG-15 калибра 7,92 *мм*, который расположен в шаровой муфте, закрепленной в верхней передней части кабины. Пулемет может быть использован в подвижном и неподвижном состояниях. Стрельбу из подвижного пулемета ведет штурман, из неподвижного — летчик.

2. Верхнего заднего пулемета MG-15 калибра 7,92 *мм*, закрепленного на стандартной турели LL-K диаметром 457 *мм* при помощи шаровой муфты и двух штырей, служащих цапфами. Стрельбу из этого пулемета ведет стрелок-радист.

3. Нижнего заднего пулемета MG-15 калибра 7,92 *мм*, закрепленного на стандартной турели LL-K диаметром 457 *мм* при помощи шаровой муфты и двух штырей, служащих цапфами.

Запас патронов и углы обстрела стрелковых установок приводятся в табл. 2.

Таблица 2

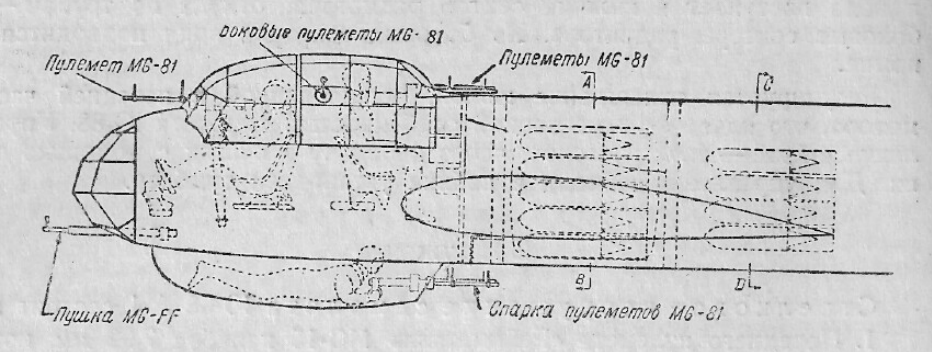
Наименование	Количество	Боевой комплект патронов	Углы обстрела			
			вверх	вниз	вправо	влево
Передний пулемет MG-15 калибра 7,92 *мм*	1	375	35	10	35	30
Верхний задний пулемет MG-15 калибра 7,92 *мм*	1	600	35—60	0	35	35
Нижний задний пулемет MG-15 калибра 7,92 *мм*	1	525	—	от 15 до 90	35	35

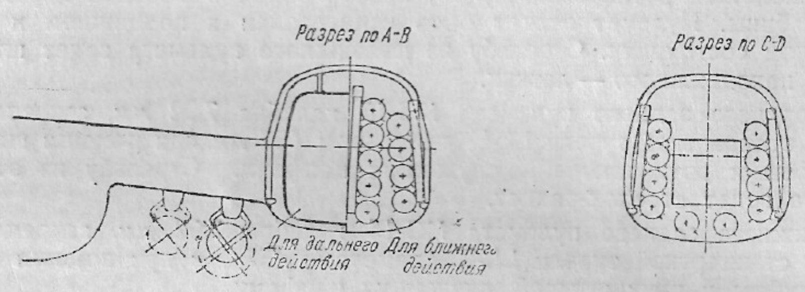
Питание всех пулеметов магазинное, по 75 патронов в каждом магазине. Перезарядка и спуск — механические. Прицельное приспособление состоит из кольцевого прицела и мушки без флюгарки.

Гильзы собираются в гильзоуловитель (прорезиненный баллон) емкостью в 280 гильз, прикрепленный снизу пулемета.

При стрельбе автоматическим огнем пулеметы обладают хорошей устойчивостью и позволяют удерживать линию прицеливания в наведенную точку, так как величина отдачи невелика, примерно такая же, как у винтовки. Хорошая устойчивость пулеметов обеспечивается надульником, который частично выполняет роль дульного тормоза. Из всех точек вести стрельбу удобно.

Бомбардировочное вооружение. Бомбовая нагрузка размещается внутри фюзеляжа в двух бомбоотсеках — переднем и заднем, а также на наружных держателях (фиг. 30).





Фиг. 30. Схема размещения бомб на самолетах Ю-88 А-1, Ю-88 А-4 и Ю-88 А-6 и вооружения Ю-88 А-6.

Варианты бомбовой нагрузки приводятся в табл. 3.

Таблица 3

Варианты бомбовой нагрузки

а) Без дополнительного бензобака

Число бомб	Внутренняя подвеска: передний бомбоотсек	Внутренняя подвеска: задний бомбоотсек	Наружная подвеска	Общий вес
28	18×50	10×50	—	1400
30	18×50	10×50	2×250	1900
20	8×50	10×50	2×500	1900

б) С дополнительным бензобаком в переднем бомбоотсеке

Число бомб	Внутренняя подвеска (задний бомбоотсек)	Наружная подвеска	Общий вес
10	10×50	—	500
12	10×50	2×250	1000
2	—	2×500	1000
4	—	4×250	1000

Бомбардировочное вооружение состоит из следующих основных агрегатов:

1. Кассет прямоугольного сечения:
   а) четырехзамочных в заднем бомбовом отсеке . . . . . 2 шт.
   б) двухзамочных на нулевой нервюре. . . . . 1 „
   в) пятизамочных на нулевой нервюре в переднем бомбовом отсеке . . . . 2 „
   г) четырехзамочных бортовых в переднем бомбовом отсеке. 2 „

2. Наружных держателей под бомбы весом 250 или 500 *кг* . . . 4 шт.
3. Замков с электромагнитным и механическим открывающим механизмом под бомбы весом 50 *кг* . . . . . . 28 „
4. Замков к наружным держателям с электромагнитным и механическим открыванием . . . . 4 „
5. Электросбрасывателя РАБ-14 . . . . 1 „
6. Аварийного сбрасывателя для сбрасывания всех бомб одновременно . . . . 1 „
7. Бомбардировочного прицела Лотфе-7Б . . . . 1 „
8. Коллиматорного прицела . . . . 1 „
9. Навигационного визира . . . . 1 „
10. Аккумуляторной батареи на 240 *в* для электровзрывателей . . . . 1 „

Кассетные бомбодержатели — универсального типа, могут быть поставлены как на правую, так и на левую стороны бомбоотсека; бомбы подвешиваются на одну сторону кассеты. Кассета крепится на борту бомбоотсека цапфами и фиксируется легкоуправляемым стопором. Для опускания кассеты при подвеске бомб достаточно повернуть стопорную ручку.

Управление замками электрическое с помощью электромагнита, получающего импульсы тока от электросбрасывателя. При отказе электросбрасывателя бомбы могут быть сброшены аварийным сбрасывателем. В этом случае бомбы сбрасываются со всех замков. Электросбрасыватель рассчитан на 24 импульса с линейными интервалами в диапазоне от 3 до 350 *м*.

Сбрасывание может производить как летчик, так и штурман. Для сбрасывания бомб летчиком на ручке управления самолетом смонтирована кнопка сбрасывания, связанная с триммерами рулей глубины. При нажатии на кнопку сбрасывания во время пикирования при помощи электромагнитов включается гидросистема управления триммерами. Триммеры отклоняются вниз, и самолет без вмешательства летчика выходит из пикирования. В момент выхода из пикирования открываются замки, и бомбы отделяются от самолета.

При бомбометании с горизонтального полета сбрасывание бомб происходит автоматически, посредством автоматического синхронного прицела Лотфе-7Б. В момент подхода цели на угол сбрасывания автоматически включается ЭСБР и действует на электрозамки бомб.

Для подвески бомб кассета опускается вниз. Чтобы кассета не вышла из направляющих, предусмотрены специальные ограничители. Подъем кассеты с бомбами производится лебедкой, которая крепится на костыле самолета. Тросы подъема кассет, идущие от кассет к переходному ролику подъема, остаются на самолете и крепятся на задней стенке бомбоотсека простыми и удобными стопорами.

Открытие бомболюков производится посредством карданной и зубчатой передачи к двухплечим рычагам, которые передают движение створкам через цилиндр и шток с поршнем. Поршень прижимается к верхней части цилиндра винтовой пружиной. Под 8-*кг* усилием створка открывается. При отходе вниз створка вытягивает шток с поршнем и сжимает пружину. При отсутствии нагрузки пружина давит на поршень, поднимает вверх шток, связанный со створкой, и закрывает бомболюк. Такое устройство обеспечивает сбрасывание бомб при закрытых бомболюках.

Специальное оборудование

Пилотажно-навигационные приборы и приборы винтомоторной группы

Для обеспечения хорошего обзора вперед — вниз приборная доска имеет подковообразную конфигурацию. Пилотажно-навигационные приборы размещены в левой и центральной частях доски, а приборы винтомоторной группы — в правой части доски и на отдельном щитке у правого борта кабины. Часть приборов размещена на мотогондолах.

Питание гироприборов дублированное, от двух вакуумпомп.

Из приборов заслуживают внимания:

а) высотомер с посадочной шкалой, позволяющий подводить самолет к земле при выполнении слепых посадок;

б) магнитный дистанционный компас, используемый также в качестве корректирующего элемента гироскопа АК и для автоматизации отсчета по РПК;

в) аэротермометр масла, показывающий температуру масла на выходе, а при нажатии кнопки — температуру масла на входе;

г) двухстрелочные моторные индикаторы малых размеров; шкалы их выполнены так, что летчик избавлен от необходимости отсчитывать деления, — он только контролирует положение стрелки «максимум-минимум».

Электрооборудование

Электрическая сеть самолета 24-вольтовая, полностью двухпроводная, экранированная. Источники питания состоят из двух, в параллель работающих, генераторов фирмы «Бош» мощностью 1200 *вт* и двух подключенных к ним, последовательно соединенных, аккумуляторов фирмы «Варта» напряжением 12 *в* и емкостью 45 *а-ч*.

Контроль источников электроэнергии осуществляется при помощи одного вольтамперметра. Вольтамперметр двухсторонний со шкалой: для вольтметра 40—0—40 *в* и для амперметра 120—0—120 *а*.

Потребители электроэнергии:

а) светотехнические средства;

б) электромеханизмы моторов и самолета;

в) электрические приборы;

г) средства электрифицированного вооружения;

д) средства связи и радионавигации.

Источники электроэнергии полностью обеспечивают потребителей.

Светотехнические средства

Внутреннее освещение обеспечивается лампами индивидуального освещения приборов, лампами вспомогательного общего освещения в кабине, переносными лампами и плафонами в отсеках самолета.

Ламп индивидуального освещения 34. Управляются они от трех реостатов: один для приборов на мотогондолах, один для приборов, расположенных с правой стороны приборной доски, и один для приборов, расположенных с левой стороны.

Ламп общего освещения две, плафонов три (в бомбоотсеках и в хвосте самолета).

В качестве средств аэронавигационного освещения установлены одинарные бортовые огни с лампами по 20 *вт* и хвостовой огонь с лампой 5 *вт*.

В качестве посадочного осветительного средства на самолете установлена одна посадочная фара фирмы Цейсс. Особенности фары: диаметр 200 *мм*, стеклянный отражатель, лампа мощностью 200 *вт* с металлизированным покрытием колбы. Светофильтр из желтого плексигласа.

Желтый светофильтр создает более удобный свет для посадки летом и зимой и частично обеспечивает маскировку, необходимую при пользовании фарой.

Электромеханизмы моторов и самолета:

а) электрические средства запуска моторов;
б) электромеханизмы изменения шага винта;
в) электромеханизмы шторок капотов;
г) электромеханизмы бензопомп;
д) электроустройство системы обогащения горючей смеси;
е) электроустройство аварийного слива горючего.

Электрические приборы:

а) электрические термометры охлаждающей жидкости;
б) электрический термометр наружного воздуха;
в) электрический бензиномер;
г) сигнализация уровня горючего в расходных баках;
д) сигнализация уровня масла в баках;
е) обогрев трубки Пито;
ж) сигнализация положения ног шасси, костыля и закрылков.

Кроме того, имеется специальная электрифицированная аппаратура пилотажно-штурманской службы, состоящая из:
а) указателя поворота;
б) дистанционного электрического компаса;
в) курсового автопилота.

Средствами электрифицированного вооружения являются:
а) электросбрасыватель;
б) электромагнитные спуски;
в) устройство для зарядки электровзрывателей бомб;
г) электроустройство бомбардировочного прицела автомата;
д) освещение коллиматорного бомбардировочного прицела.

Средства связи и радионавигации:

1. Длинноволновая приемо-передающая радиостанция.
2. Коротковолновая приемо-передающая радиостанция.
3. Радиополукомпас.
4. Ультракоротковолновая радиоаппаратура слепой посадки фирмы «Лоренц».
5. Внутрисамолетное переговорное устройство с фоническим вызовом.

Длинноволновая и коротковолновая радиостанции типа ФУГ-10.

Рация ФУГ-10 весьма проста по устройству, имеет малый вес, стабильна по своим электрическим параметрам и не требует подстройки в воздухе.

Как в коротковолновой, так и в длинноволновой рациях отсутствует телефонная передача и применен автоматический переход с приема на передачу и обратно. Лампы используются только двух типов.

Сердечник рамки сделан из железа и дистанционное управление РПК объединено с магнитным компасом. Это сильно упрощает эксплоатацию РПК в полете, избавляя штурмана от вычислений.

Радиоаппаратура фирмы Лоренц для слепой посадки позволяет производить:

а) выход на аэродром с расстояния 35—40 *км* (до этого летчик ведет самолет по РПК) на высоте 500 *м*,

б) определение точки начала планирования,

в) проход над границей аэродрома на определенной высоте (до 30—40 *м*).

В целом аппаратура особых достоинств не имеет.

Внутрисамолетное переговорное устройство на четыре точки обеспечивает надежную связь на всех режимах полета. Вес устройства весьма мал. Звуковой связи нет, она заменена фоническим вызовом по СПУ.

Кислородное оборудование

На самолете установлено кислородное оборудование фирмы «Ауэр». Оно состоит из следующих основных частей:

а) четырех автоматов, регулирующих подачу кислорода при входе;

б) четырех кислородных масок, обеспечивающих удобное вдыхание кислорода на высоте;

в) шестнадцати двухлитровых баллонов с давлением кислорода 150 *ат*;

г) кислородной арматуры: манометров, шлангов, вентилей и т. п.

Запас кислорода обеспечивает полет на высоте 8000 *м* в течение 3,5—4 часов.

Размещение кислородного оборудования. Легочные автоматы и запорные вентили расположены в кабине, а кислородные баллоны — в хвостовой части фюзеляжа, вдали от экипажа и легковоспламеняющихся веществ, что повышает живучесть самолета.

Баллоны объединены в группы (по четыре баллона в каждой), что позволяет при выходе из строя одного или нескольких баллонов сохранить на борту достаточный запас кислорода.

Зарядка кислородных баллонов производится с борта самолета. В схеме зарядки применены вентили с обратными клапанами. Для длительных полетов предусмотрена возможность установки 16 дополнительных двухлитровых баллонов в правом крыле, где для этого предусмотрено специальное место.

Кислородные приборы типа легочного автомата подают кислород или смесь кислорода с воздухом только в момент вдоха, благодаря чему достигается большая экономия кислорода и в то же время полностью обеспечивается необходимая норма потребления кислорода.

Кислородные маски — полугерметического типа с выдыхательным клапаном, удобны, легко надеваются и плотно прилегают к лицу без болезненных ощущений.

Модификации самолета Ю-88

Самолет Ю-88 подвергался неоднократным изменениям. Вначале изменения коснулись, главным образом, вооружения и броневой защиты, а в дальнейшем была изменена конструкция самолета в целом и, кроме того, взамен моторов жидкостного охлаждения установлены моторы воздушного охлаждения.

Установить четкие различия между всеми модификациями Ю-88 не представляется возможным. Относительно известными являются модификации: А-4, А-6, Д-1, Ю-188 с моторами BMW-801.

Ниже приводится краткая характеристика этих модификаций.

Модификация А-4

Основные отличия Ю-88 А-4 от Ю-88 А-1:

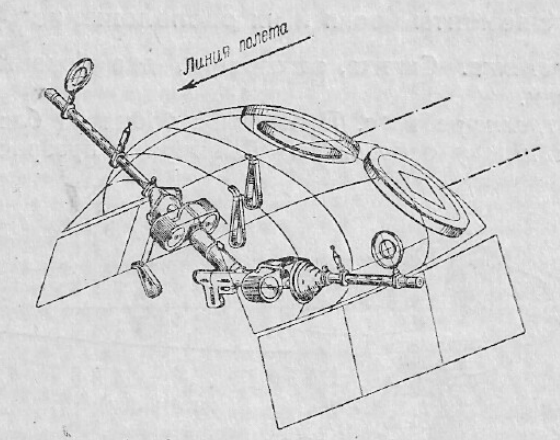
1. Для охлаждения воздуха, поступающего в мотор, снизу мотора, за нагнетателем, установлен специальный радиатор. В связи с его установкой нижний сегмент радиатора разбит на две части, между кото-

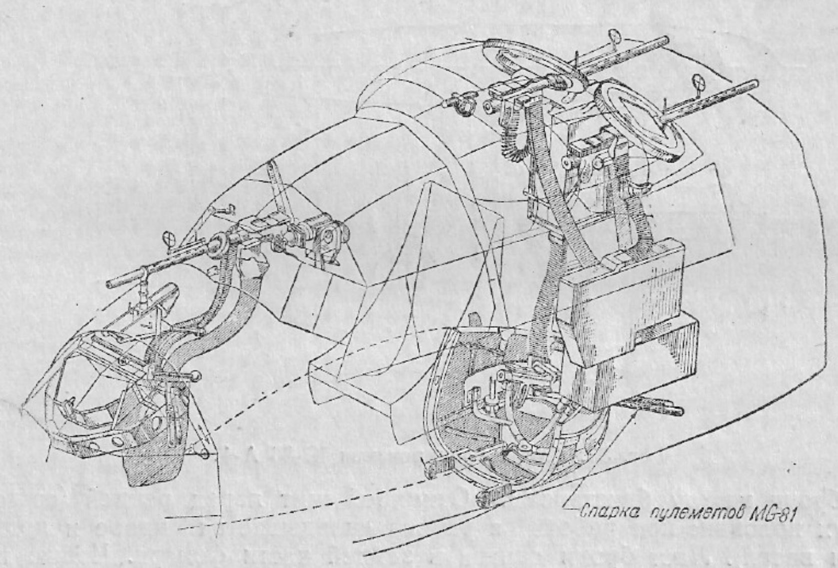
рыми находится заборник воздуха для продувки радиатора охлаждения воздуха.

2. Металлические лопасти винта заменены деревянными.

3. Вооружение самолета усилено: вместо трех пулеметов калибра 7,92 *мм* установлено 7 пулеметов.

Вооружение самолета размещено следующим образом (фиг. 31).





Фиг. 31. Установки стрелкового вооружения самолета Ю-88 А-4.

Для обстрела передней зоны.

Один пулемет калибра 7,92 *мм* установлен в фонаре. Стрельбу из этого пулемета в подвижном состоянии ведет стрелок-бомбардир, в неподвижном состоянии — летчик.

Для обстрела задней зоны

а) Два подвижных пулемета калибра 7,92 *мм* установлены на верхней задней точке. Стрельбу из этих пулеметов ведет стрелок-радист.

б) Спарка пулеметов калибра 7,92 *мм* установлена снизу фюзеляжа. Стрельбу ведет стрелок.

Для обстрела боковых зон.

Два подвижных пулемета калибра 7,92 *мм* установлены в боковых стенках фонаря. Стрельбу из этих пулеметов ведут: из правого пулемета стрелок-радист, а из левого — штурман.

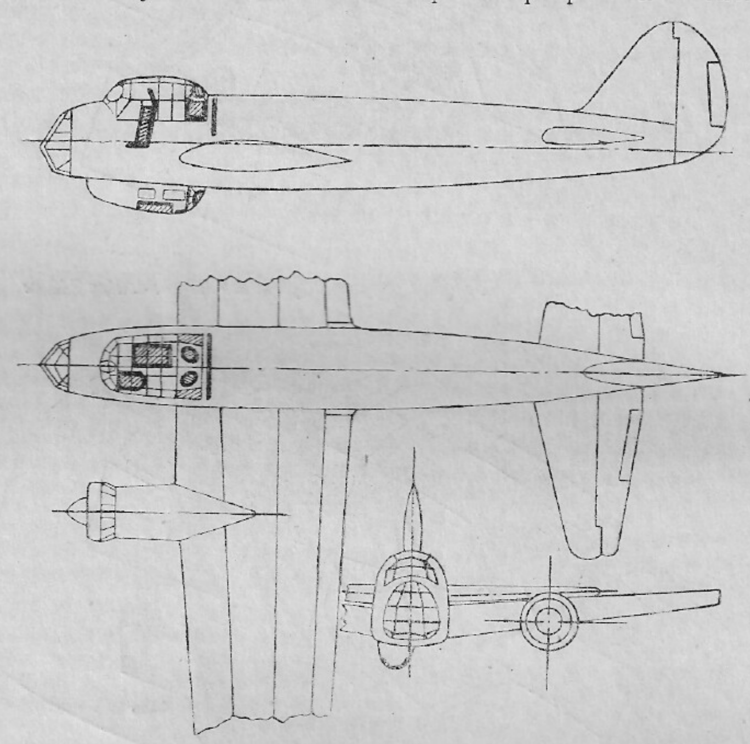
Все пулеметы, за исключением боковых, имеют ленточное питание.

4. Произведено бронирование экипажа.

Элементы брони и их расположение (фиг. 32)

Броня летчика. Спинка, заголовник, два боковых щитка и плитка под сиденьем.

Броня стрелка-радиста. Прозрачная броня на блистерах. Кольца из 5-*мм* брони между основанием блистера и прозрачной броней. Лист



Фиг. 32. Схема бронирования Ю-88 А-4.

7-*мм* брони между блистерами. Откидной щит перед рацией (состоит из двух половин; при работе с рацией складывается вдвое и поднимается вверх). Лист брони справа в задней части фонаря. Чашка под сиденьем.

Броня стрелка. Снизу бронированная плита толщиной 7 *мм.* С боков — панели из прозрачной брони.

У стрелка-бомбардира брони нет.

Модификация А-6

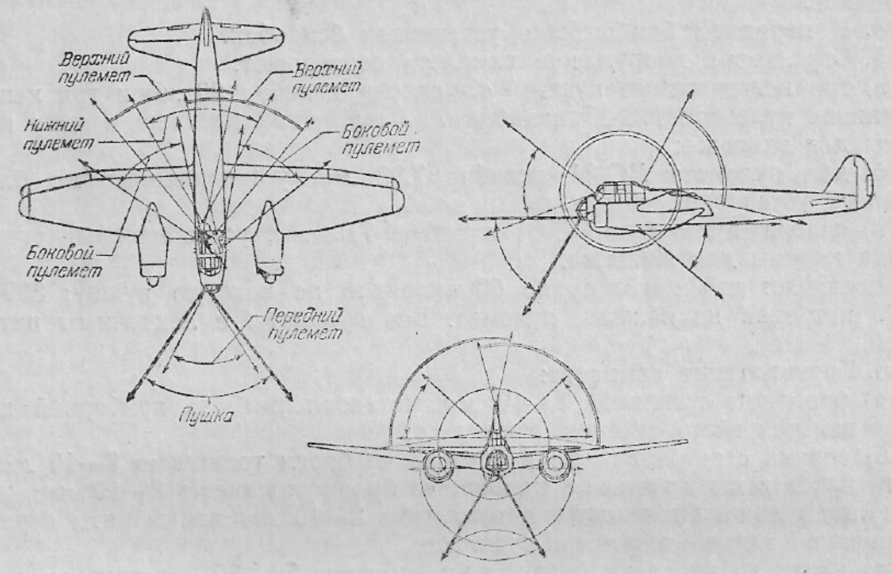
Основные отличия от модификации А-4:

1. Увеличен размах крыла (с 18,2 до 20 *м*).
2. Увеличена площадь крыла на 1,5 $м^2$ (с 52,5 до 54 $м^2$).
3. Элероны имеют несколько больший размах, и металлическую обшивку.
4. Предусмотрена возможность установки приспособлений для резки тросов аэростатов заграждения. Для этого на крыле и на передней раме фюзеляжа имеются специальные узлы.

5. Установлен новый прицел для бомбометания с пикирования BZA-1, известный также под марками IVR1 и IKR1. В рабочем положении этот прицел выдвигается за верх кабины пилота, а в нерабочем — убирается в верхний левый угол кабины; в этом положении он не препятствует обзору.

6. Установлено новое радиооборудование типа ФУГ-16.

7. Изменена нижняя стрелковая установка. Вместо обычной турельной установки блистерного типа применена установка, состоящая из двух изогнутых броневых щитков толщиною 8,5 *мм*, между которыми в шаровой муфте закреплен пулемет. В горизонтальной плоскости пулемет перемещается вместе со щитками, а также путем поворота в шаровой муфте; в вертикальной плоскости он перемещается только путем поворота в шаровой муфте. Броневые щитки сильно ухудшают обзор



Фиг. 33. Схема обстрела Ю-88 А6.

и, кроме того, для управления установкой требуются значительные усилия.

8. Тормозные решотки сделаны более плоскими и в убранном положении плотнее прилегают к поверхности крыла.

9. Амортизация шасси при помощи пружинных колец заменена масляно-пневматической.

10. Радиаторная установка обогрева экипажа заменена муфельным обогревателем.

11. Стрелковое вооружение усилено установкой одной пушки Эрликон калибра 20 *мм* в носу фюзеляжа.

Отдельные самолеты могут быть с дополнительно установленными в корневой части крыльев двумя пулеметами MG-17 калибра 7,92 *мм* или с пулеметом MG-131 калибра 13,02 *мм*, установленным вместо двух верхних задних пулеметов калибра 7,92 *мм* (фиг. 33).

12. Бронирование усилено установкой четырех пятимиллиметровых плит в носовой части фюзеляжа: две плиты размером 457×127 *мм* расположены одна над другой у правого борта, вблизи 20-*мм* пушки, и две плиты размером 381×254 *мм* расположены также одна над другой, у левого борта, у левой ноги пилота.

Плиты с правой стороны служат для защиты головы стрелка-бомбардира, когда он занимает лежачее положение, а плиты с левой сто-

роны, повидимому, предназначаются для общей защиты от огня легких зениток при пикировании на земные объекты.

Модификация С-6

Самолет Ю-88-С-6 является одной из последних модификаций самолетов этого типа и представляет собою многоцелевой самолет, основное назначение которого — разведка и штурмовые действия как днем, так и ночью. Штурмовые действия самолет производит по железнодорожным составам и станциям железных дорог.

Основные отличия Ю-88-С-6 от модификаций А-4 и А-6

1. Сняты тормозные решотки.
2. Сняты подкрыльные бомбодержатели.
3. Вместо переднего застекленного фонаря установлен металлический кок.
4. В переднем бомбоотсеке установлен бензобак.
5. Стрелковое вооружение самолета составляют:

а) три неподвижные пушки «Эрликон» калибра 20 *мм* и три неподвижных пулемета MG-17 калибра 7,92 *мм*, установленные в полу кабины для экипажа;

б) два пулемета MG-81 калибра 7,92 *мм*, установленные на блистерных установках сверху сзади кабины для экипажа;

в) спарка пулеметов MG-81 калибра 7,92 *мм*, установленных снизу сзади кабины для экипажа.

Боезапас: два магазина по 60 снарядов на каждую пушку; 800—1000 патронов на каждый пулемет. Все пулеметы с ленточным питанием.

6. Бронирование самолета:

а) бронещит толщиной 8—10 *мм*, установленный за приборной доской поперек всего сечения фюзеляжа;

б) спинка с заголовником у летчика из брони толщиною 8—10 *мм*;

в) плита в полу гондолы стрелка из брони толщиною 8—10 *мм*;

г) подвижной бронекозырек толщиною 8—10 *мм* для защиты стрелка нижней задней точки при стрельбе;

д) плита из прозрачной брони толщиною 70—80 *мм* впереди летчика;

е) прозрачная броня толщиною 70—80 *мм* в блистерных установках стрелка-радиста.

Модификация Д-1

Самолеты этой модификации используются в качестве фоторазведчика.

По сравнению с предыдущими модификациями на самолете произведены следующие изменения:

1. Сняты наружные бомбодержатели.
2. В обоих фюзеляжных отсеках установлены бензобаки.
3. В задней части фюзеляжа установлено два фотоаппарата, один из которых с фокусным расстоянием 20×30 *см*, а другой — 50×30 *см*.
4. Установлен подогреватель воздуха в задней части фюзеляжа (повидимому, для обогрева фотоаппаратов).
5. Сзади, сверху фюзеляжа, имеется люк, в котором размещается комплект надувной лодки с продовольствием и оборудованием.
6. Сняты тормозные решотки.

Модификация Ю-188 с мотором BMW-801

Основное отличие этой модификации заключается в установке моторов воздушного охлаждения BMW-801. Этот самолет выпускается в трех вариантах: 1) фронтового бомбардировщика, 2) высотного развед-

чика и 3) ночного истребителя. Стрелково-пушечное вооружение самолета состоит из одной пушки калибра 20 *мм*, расположенной в носу фюзеляжа, двух пулеметов калибра 13 *мм* сверху сзади и спарки пулеметов MG-81 снизу сзади фюзеляжа.

Модификация Ю-288

Самолет Ю-288 является высотным вариантом самолета Ю-188.

На Ю-288 могут устанавливаться моторы воздушного охлаждения семейства BMW-801 и моторы жидкостного охлаждения «Даймлер-Бенц» в высотных вариантах.

Экипаж, так же как у самолета Ю-88, состоит из четырех человек и расположен в одной кабине.

Вооружение самолета состоит из одной пушки «Эрликон» калибра 20 *мм*, двух пулеметов калибра 13 *мм* и двух пулеметов калибра 7,92 *мм*.

Схема размещения оружия такая же, как у самолета Ю-88:

1. Одна подвижная пушка в передней части фюзеляжа для стрельбы вперед. Огонь ведет стрелок-бомбардир.

2. Два пулемета калибра 13 *мм* для стрельбы в верхней задней зоне. Огонь ведет стрелок-радист.

3. Спарка пулеметов на подвижной установке, находящейся снизу сзади кабины экипажа, для стрельбы в нижней задней зоне. Огонь ведет стрелок.

Бомбовая нагрузка 2,5 *т*.

Уязвимые места

Наиболее уязвимыми местами самолета Ю-88, как это видно из фиг. 34, являются:

а) Моторы жидкостного охлаждения с установленными на них водяными, масляными и воздушными радиаторами, расширительными бачками и топливными насосами.

б) Экипаж, не защищенный броней спереди и с боков.

в) Бензобаки, расположенные в крыле и в фюзеляже.

г) Маслобаки, расположенные сзади моторов.

При оценке уязвимости самолета Ю-88 нужно иметь в виду следующее:

1. Число бензобаков на самолете Ю-88 различно (от 4 до 6). Как правило, на всех самолетах устанавливаются только крыльевые бензобаки. Фюзеляжные баки могут отсутствовать.

При установке фюзеляжных баков чаще устанавливается передний бак и только в редких случаях — оба бензобака (для модификаций Д1).

2. Из бензобаков наиболее уязвимыми являются расходные бензобаки, расположенные между фюзеляжем и мотогондолами.

3. Протектор бензобаков защищает баки от пуль калибра 7,62 и 12,7 *мм*; от снарядов калибра 20 *мм* протектор не защищает бензобаков.

4. Топливные насосы, а также расширительные водяные бачки являются чрезвычайно уязвимыми, так как находятся под давлением (насос 1,5 *ат*, а водяной бачок 0,5 *ат*).

5. Радиаторы (четыре водяных, один масляный и один воздушный) сосредоточены в одном месте и занимают сравнительно большую площадь, поэтому являются чрезвычайно уязвимыми (воздушный радиатор, расположенный снизу мотора, установлен на последних модификациях Ю-88).

Таблица 4

Сравнительные данные модификаций самолета Ю-88

Данные \ Модификации	Модификации самолета Ю-88						
	А1 1939—1940 гг.	А4 1940—1941 гг.	А6 1941—1942 гг.	С6 1942 г.	Д1 1942 г.	Ю-188 с моторами BMW-801 1942—1943 гг.	Ю-288 1943 г.
Моторы	ЮМО-211В	ЮМО-211Д или ЮМО-211J	ЮМО-211G	ЮМО-211И	ЮМО-212	BMW-801 А	BMW-801 или DB-605 выс.
Мощность мотора, *л. с.*,							
на 2-й границе высотности	970	970	1100	1175	1450	1460	1460—1800
Полетный вес, *кг*	10—12000	10000	10—13000	—	—	12000—15000	12—15000
Размах, *м*	18,25	18,25	20,0	20,0	20,0	20,0	—
Площадь крыла, *м*²	52,5	52,5	54,0	54,0	54,0	54,0	—
Максимальная скорость, *км/час*:							
у земли	365	365	—	420	—	455	455
на 1-й границе высотности	426/2500	—	—	—	—	—	—
на 2-й границе высотности	445/5600	445/5600	452*/4900	470/5000	480/5500	520/6100	520/6100
Скороподъемность на 5000 *м/мин*	18	18	—	—	—	20	20
Практический потолок, *м*	7400	8140/7400	8150 (с полетным весом 10 *т*)	—	—	10300	13000
Разбег, *м*	—	700	549	—	—	450	400—500 (без нагрузки)

Скорость отрыва, *км/час*	—	—	159	—	—	—	180—190
Пробег, *м*	420	420	—	—	—	700	600—800
Посадочная скорость, *км/час*	125	125	—	—	—	155	150—160
Дальность, *км*	2200 *км* при 370 *км/час* с 2900 *л* горючего	1800/1400	2000/1600	2200 *км* с запасом горючего 2900 *л*	—	1700 *км* при 400 *км/час*	4000 при 420 *км/час*
Бомбовая нагрузка	*Внутри* 28×50 или 10×50 *Снаружи* 2×500 или 4×250	*Внутри* 28×50 или 10×50 *Снаружи* 2×500 или 4×250	*Внутри* 28×50 или 10×50 *Снаружи* 2×500 или 4×250	10×50	Нет	*Внутри* 10×50 *Снаружи* 2×1000 и 2×500	2500
Вооружение	*Вперед* Один пулемет MG-15 калибра 7,92 *мм*	*Вперед* Один пулемет калибра 7,92 *мм*	*Вперед* Пушка „Эрликон" калибра 20 *мм* Один пулемет калибра 7,92 *мм*	*Вперед* Три пушки „Эрликон" калибра 20 *мм* Три пулемета MG-17 калибра 7,92 *мм*	Одна пушка „Эрликон" калибра 20 *мм* и семь пулеметов калибра 7,92 *мм*	Одна пушка калибра 20 *мм* 2 пулемета калибра 13 *мм* и 2 пулемета калибра 7,92 *мм*	Одна пушка „Эрликон" калибра 20 *мм* 2 пулемета калибра 13 *мм* и 2 пулемета калибра 7,92 *мм*
	Вверх-назад Один пулемет MG-15 калибра 7,92 *мм*	*Вверх-назад* Два пулемета калибра 7,92 *мм*	*Вверх-назад* Два пулемета калибра 7,92 *мм*	*Вверх-назад* Два пулемета MG-81 калибра 7,92 *мм*			

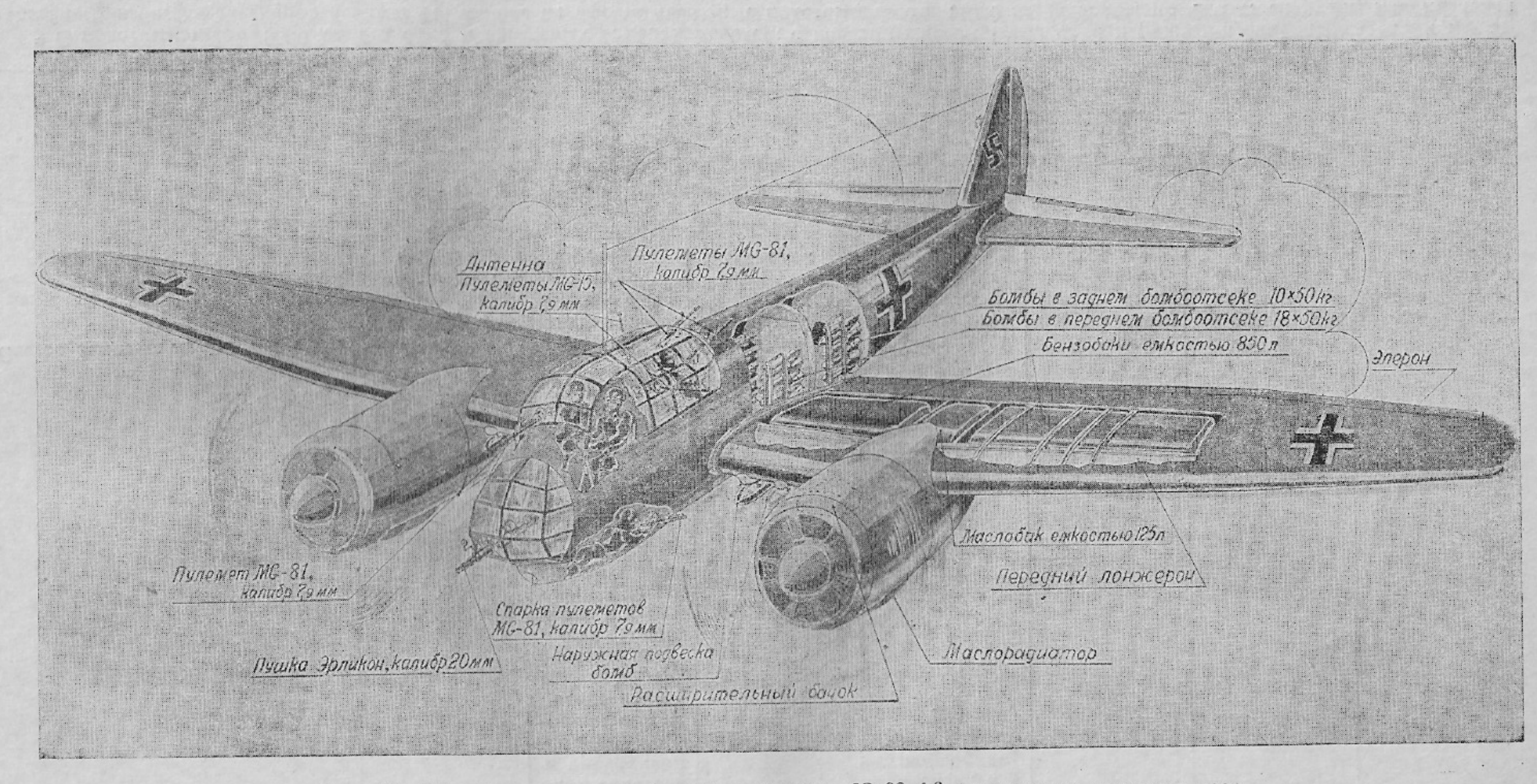
Продолжение

Данные \ Модификации	Модификации самолета Ю-88						
	А1 1939—1910 гг.	А4 1940—1941 гг.	А6 1941—1942 гг.	С6 1942 г.	Д1 1942 г.	Ю-188 с моторами BMW-801 1942—1943 гг.	Ю-288 1943 г.
Моторы	ЮМО-211В	ЮМО-211Д или ЮМО-211J	ЮМО-211G	ЮМО-211И	ЮМО-212	BMW-801A	BMW-801 или DB-605
	Вниз-назад Один пулемет MG-15 калибра 7,92 *мм*	*Вниз-назад* Два пулемета калибра 7,92 *мм* *В стороны* Два пулемета калибра 7,92 *мм*	*Вниз-назад* Два пулемета калибра 7,92 *мм* *В стороны* Два пулемета калибра 7,92 *мм***	*Вниз-назад* Спарка пулеметов MG-81 калибра 7,92 *мм*			
Броня	Не установлена	*Броня летчика* Спинка, заголовник, два боковых щитка и плитка под сиденьем *Броня стрелка-радиста* Прозрачная броня на блистерах, кольца	Такая же, как у модификации А4. Кроме того, справа и слева в носовой части фюзеляжа по две бронированные плиты	1. Бронещит поперек фюзеляжа за приборной доской 2. Бронеспинка летчика с заголовником 3. Плита в полу гондолы стрелка 4. Подвижной бронекозырек у стрелка 5. Бронекозырек из пуле-	Такая же, как на А6	Такая же, как на А6	

		из 5-*мм* брони между основанием блистера и прозрачной броней, лист брони между блистерами, откидной щит перед рацией, лист брони справа в задней части фонаря. Чашка под сиденьем *Броня стрелка* Бронированная плита в полу гондолы, панели из прозрачной брони с боков		стойкого стекла: у летчика в фонаре, а у стрелка-радиста — в блистерах			
Состав экипажа	Летчик, штурман-бомбардир, стрелок-радист, стрелок	Летчик, штурман-бомбардир, стрелок-радист, стрелок	Летчик, штурман-бомбардир, стрелок-радист, стрелок	Летчик, штурман-бомбардир, стрелок-радист	Летчик, штурман-бомбардир, стрелок-радист, стрелок	Летчик, штурман-бомбардир, стрелок-радист, стрелок	Летчик, штурман-бомбардир, стрелок-радист, стрелок

* С полетным весом 9000 *кг* без бомб и наружных бомбодержателей; с полетным весом 10000 *кг* и наружными бомбодержателями максимальная горизонтальная скорость равна 444 *км/час* на высоте 4900 *м*; с полетным весом 11000 *кг* (4 бомбы по 250 *кг* снаружи) максимальная горизонтальная скорость равна 400 *км/час* на высоте 4900 *м*.

** На отдельных самолетах в корневой части крыльев могут быть дополнительно установлены два пулемета калибра 7,92 *мм*.



Фиг. 34. Общий компоновочный чертеж самолета Ю-88 А6 с указанием уязвимых мест.

6. Экипаж самолета Ю-88 забронирован сравнительно слабо: не все члены экипажа имеют броню (не забронирован штурман) и к тому же сама броня имеет малую толщину, от 5 до 8 *мм*, и надежно не защищает экипаж даже от пуль калибра 7,62 *мм*.

Так как при проектировании самолета бронирование не предусматривалось и, повидимому, производилось в строевых частях, оно носит кустарный характер. Броня в некоторых местах расположена так, что мешает членам экипажа выполнять свою работу. Так, например, складной щит у стрелка-радиста ухудшает доступ к рации, а бронированный козырек у стрелка ухудшает обзор.

Выводы

1. Самолет Ю-88 является первым немецким двухмоторным пикирующим бомбардировщиком.

В ходе войны с Советским Союзом, вследствие больших потерь от истребителей и зенитного огня, самолет Ю-88 несколько потерял свое значение как пикирующий бомбардировщик и применяется так же как обычный средний бомбардировщик для бомбометания с горизонтального полета в дневных и ночных условиях.

Наряду с этим часть самолетов Ю-88 приспособлена для выполнения штурмовых задач в глубоком тылу, а часть используется в качестве разведчиков. Первые самолеты известны под маркой Ю-88-С6, а вторые — под маркой Ю-88-Д1.

2. Назначение самолета Ю-88 — бомбометание с пикирования — обусловило ряд его конструктивных особенностей, сохранившихся до последнего времени:

а) размещение бомб крупного калибра под крыльями вне плоскости, ометаемой винтом;

б) установка воздушных тормозов под крыльями;

в) установка автомата ввода и вывода самолета из пикирования;

г) нахождение летчика в носу фюзеляжа;

д) отличный обзор для летчика, который производит наводку самолета на цель, прицеливание и сбрасывание бомб.

3. В ходе войны самолет Ю-88 был подвергнут значительным изменениям. Для улучшения летно-тактических данных самолета установлены более мощные модификации мотора ЮМО-211 и впоследствии был установлен мотор BMW-801.

Для повышения обороноспособности самолета коренному изменению было подвергнуто его стрелковое вооружение:

а) число пулеметов увеличено с 3 до 9;

б) вместо магазинного питания установлено ленточное;

в) для стрельбы вперед установлена пушка калибра 20 *мм*.

Живучесть самолета повышена путем:

а) бронирования экипажа;

б) перехода от мотора жидкостного охлаждения ЮМО-211 к мотору воздушного охлаждения BMW-801;

в) замены полотняной обшивки на рулях металлической обшивкой.

4. В результате установки более мощных модификаций мотора Ю-211 летные данные самолета Ю-88 изменились сравнительно мало, более значительное улучшение летных данных достигнуто заменой моторов ЮМО-211 моторами BMW-801 (увеличение максимальной скорости в среднем до 60 *км/час*).

Увеличение числа пулеметов с 3 до 9 на модификации А6 вызвано ограниченными углами установок.

Увеличение числа стрелковых точек не обеспечило надлежащей защиты самолета, так как для обороны задней полусферы применяются в основном мелкокалиберные пулеметы и, кроме того, экипаж самолета не увеличился и поэтому на некоторых членов приходится по три пулемета. Обслуживание одним лицом нескольких пулеметов снижает их эффективность.

Бронирование самолета неудовлетворительное, так как броней защищен только экипаж, причем один из членов экипажа (штурман) совсем не забронирован. Кроме того, броня имеет малую толщину, от 5 до 8 *мм*, и надежно не защищает даже от пуль калибра 7,62 *мм* (на отдельных сбитых самолетах имеются пробоины в броне между блистерами от пуль калибра 7,62 *мм*).

5. На вооружении немецкой авиации состоит главным образом самолет Ю-88 в модификации А6.

Самолет Ю-88 А-6 имеет низкие летные данные, недостаточную бронезащиту и мелкокалиберное оружие для защиты задней полусферы.

6. Поступивший на вооружение немецкой авиации в 1943 г. самолет Ю-188 с двумя моторами BMW-801 имеет более высокие летные данные по сравнению с Ю-88А-6, но этот самолет, так же как и все предшествующие ему самолеты Ю-88, страдает органическими недостатками: малыми габаритами бомбоотсеков, не позволяющими разместить в них крупнокалиберные бомбы, и малыми габаритами кабины, не позволяющими обеспечить надлежащие углы обстрела для крупнокалиберного оружия, которое немцы пытаются установить на этом самолете вместо устаревших пулеметов мелкого калибра.

Дорнье До-217 Е-2

До-217 представляет собой двухмоторный цельнометаллический моноплан с высокорасположенным крылом и разнесенным вертикальным оперением (фиг. 35). На нем установлены 14-цилиндровые двухрядные звездообразные моторы воздушного охлаждения BMW-801A с непосредственным впрыском горючего и принудительным обдувом от вентилятора.

Экипаж — четыре человека: летчик, стрелок-бомбардир, стрелок-радист и нижний стрелок. Весь экипаж помещается в одной кабине, расположенной в носу самолета.

Самолет может применяться как пикирующий фронтовой бомбардировщик, как дальний бомбардировщик и разведчик, торпедоносец и миноносец.

Краткое описание конструкции

1. Крыло состоит из трех частей: центроплана, составляющего одно целое со средней частью фюзеляжа, и двух отъемных консолей, каждая из которых крепится к центроплану восемью болтами по лонжеронам и двадцатью болтами по стыковочным фланцам верхней и нижней обшивки между лонжеронами. Крыло имеет два лонжерона с дуралюминовыми полками из прессованных тавровых профилей.

Сплошная балочная стенка переднего лонжерона центроплана усилена ферменной конструкцией, раскосы которой находятся с внешней, а стойки с внутренней стороны стенки. Стенки заднего лонжерона и консольной части переднего лонжерона — ферменного типа.

Нервюры крыла смешанного типа: в центроплане — балочные, а на консолях — ферменные.

Обшивка металлическая, клепка на поверхности потайная.

У сопряжения крыла с фюзеляжем имеются очень небольшие зализы (в отличие от самолетов До-17 и До-215).

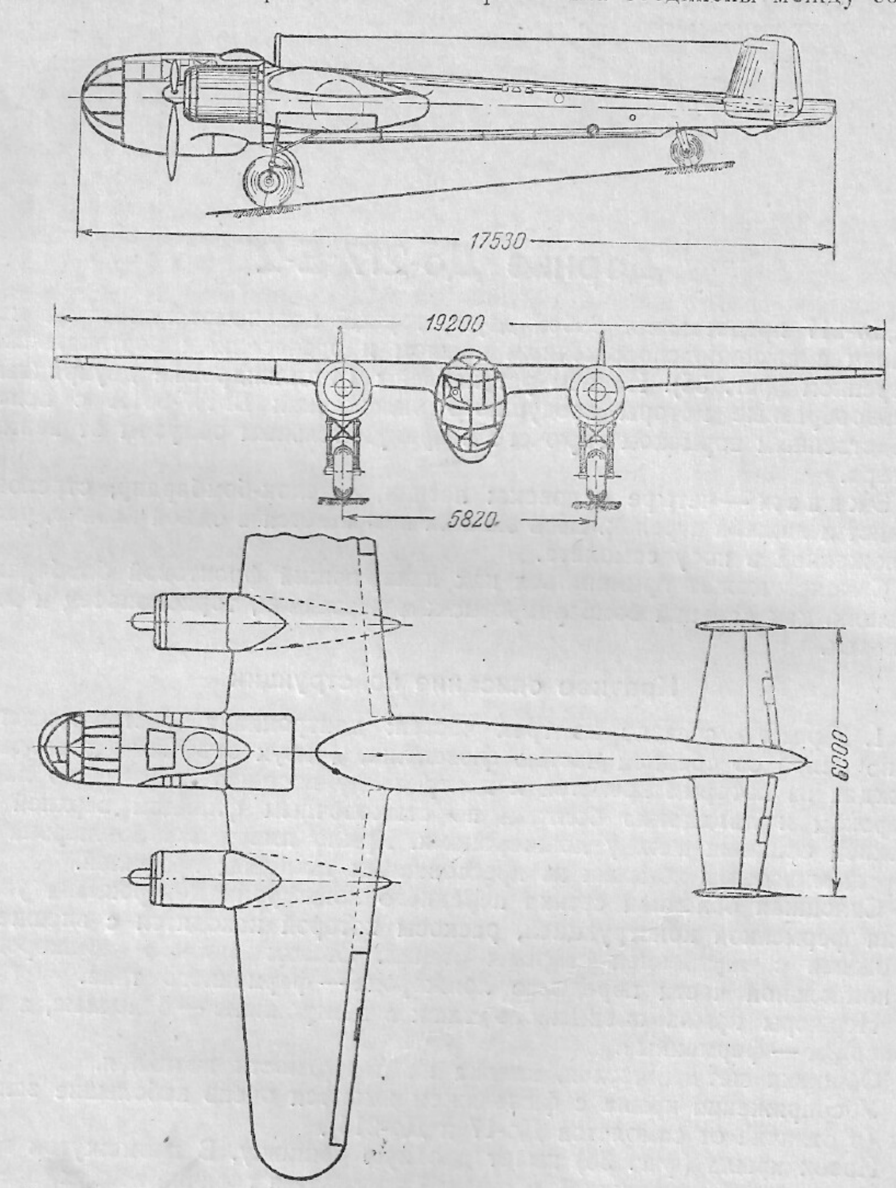
Носок крыла (фиг. 36) имеет двойную обшивку. В промежуток между внутренней и наружной обшивкой впускается горячий воздух, предотвращающий обледенение носка.

Вдоль передней кромки крыла, непосредственно под обшивкой, проходит стальной угольник с острым лезвием, назначение которого — резать тросы аэростатов заграждения (см. фиг. 36).

Посадочные щитки-закрылки отличаются от обычных щитков типа Шренк тем, что ось шарниров смещена назад от носка щитка. Таким образом щиток имеет осевую компенсацию, облегчающую выпуск. Щитки имеются только на центроплане, мотогондолами они не перерезаются. Управление щитками электрическое. Имеется также аварийное ручное управление. Максимальный угол отклонения 55°.

Элероны щелевые, металлические, снабжены триммерами. При выпуске щитков элероны зависают.

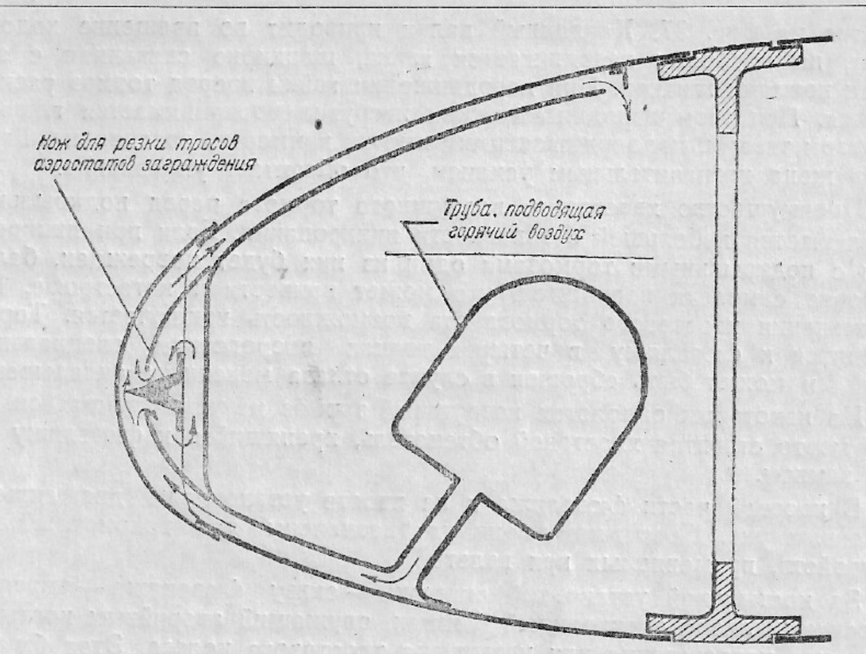
Фюзеляж состоит из трех частей: носовой, в которой находится кабина экипажа, средней, составляющей одно целое с центропланом, и хвостовой. В обоих разъемах части фюзеляжа соединены между собой



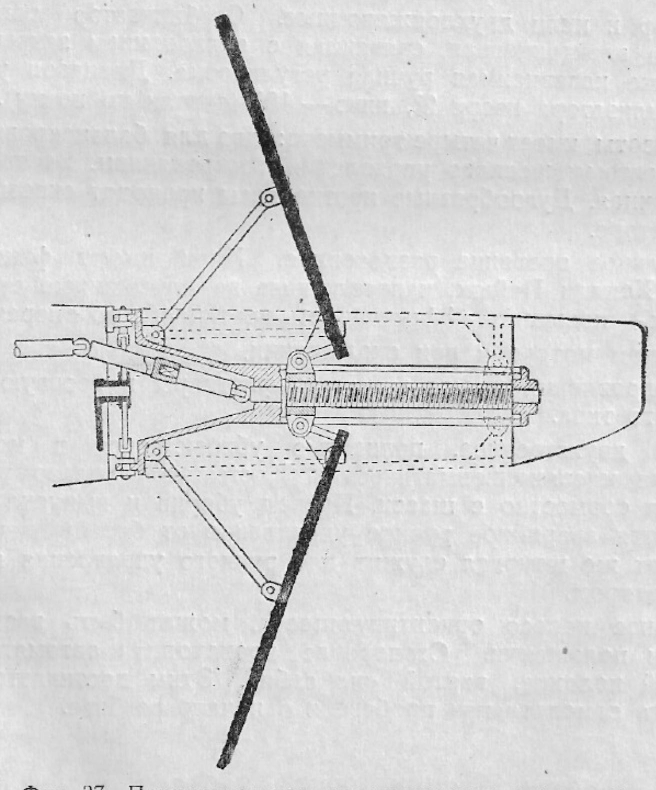
Фиг. 35. Общий вид самолета До-217.

25-ю болтами по стыковочным фланцам. Нижняя часть фюзеляжа за кабиной занята длинным бомбовым отсеком. Верхняя часть силовая, имеет шпангоуты и стрингеры зет-образного сечения.

К хвосту фюзеляжа может крепиться воздушный тормоз (фиг. 37) для уменьшения скорости пикирования. Тормоз состоит из четырех щитков, которые раскрываются в виде креста, а в сложенном положении образуют поверхность хвостовой части фюзеляжа. Схема механизма по-



Фиг. 36 Сечение по носку крыла самолета До-217.



Фиг. 37. Принципиальная кинематическая схема воздушного тормоза самолета До-217.

казана на фиг. 37. Карданный валик приводит во вращение ходовой винт, по которому передвигается гайка, шарнирно связанная с задними концами щитков. При передвижении гайки вперед тормоз раскрывается. При этом аэродинамическая нагрузка воспринимается главным образом тягами, поддерживающими щитки, примерно, посередине. Гайка нагружена незначительным усилием, что облегчает управление.

Преимущество хвостового воздушного тормоза перед подкрыльным заключается в большей безопасности пикирования. Если при пикировании с подкрыльными тормозами один из них будет поврежден, балансировка самолета нарушится, что может привести к катастрофе. При применении хвостового тормоза эта возможность исключается. Тормоз крепится к фюзеляжу в четырех точках посредством специального замка и может быть сброшен в случае отказа механизма складывания.

На некоторых самолетах воздушный тормоз не устанавливается. На его место ставится хвостовой обтекатель, крепящийся к фюзеляжу тем же замком.

В носовой части фюзеляжа и на хвосте установлены два сильных стальных уха. Повидимому, они предназначены для вспомогательных устройств, применяемых при взлете.

За костыльной установкой снаружи — снизу фюзеляжа — укреплен массивный литой электронный башмак, служащий аварийным костылем в случае повреждения или невыпуска хвостового колеса. Этот башмак является также обтекателем конца трубы аварийного слива горючего.

Х в о с т о в о е о п е р е н и е, включая рули, — цельнометаллическое, стабилизатор и кили двухлонжеронные. Стабилизатор регулируемый. Регулировка электрическая, связанная с отклонением закрылков. Возможна также независимая ручная регулировка. Диапазон углов установки стабилизатора вверх 2°, вниз — 10° (считая по носку).

Руль высоты имеет четыре триммера: два для балансировки самолета и два для автоматического управления пикированием. Весовая компенсация наружная. Дугообразные противовесы проходят сквозь отверстие в стабилизаторе.

Вертикальное оперение разнесенное. Кили имеют фиксированные щели типа Хендли Пейдж, направленные во внутреннюю сторону. Назначение их — повышать эффективность вертикального оперения при полете на одном моторе и при скольжении.

Рули направления имеют триммеры-флетнеры и весовую компенсацию рогового типа.

Ш а с с и двухстоечное, полностью убирающееся в мотогондолы. Амортизация масляно-пневматическая. Костыльное колесо убирается и выпускается совместно с шасси. Привод уборки и выпуска электрический. Имеется аварийное ручное управление от большого штурвала в кабине. Этот же штурвал служит для ручного управления закрылками и стабилизатором.

Костыльное колесо ориентирующееся, может быть застопорено в нейтральном положении. Стопорение происходит автоматически при штурвальной колонке, взятой «на себя». Этим достигается большая устойчивость самолета при пробеге и в начале разбега.

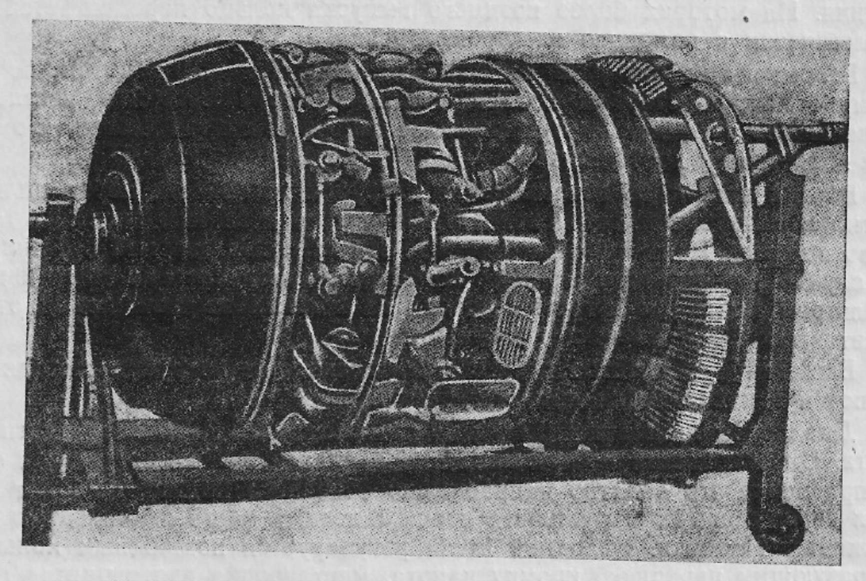
Винтомоторная группа

На самолете установлены 14-цилиндровые двухрядные звездообразные моторы воздушного охлаждения BMW-801A с непосредственным впрыском горючего и дополнительным обдувом от вентилятора (фиг. 38).

Мотор имеет одноступенчатый двухскоростной нагнетатель с автоматическим переключением скоростей.

Взлетная мощность мотора	1580 *л. с.*
Номинальная мощность	1460 *л. с.*
На высоте	4970 *м*

Мотор со всеми агрегатами поставляется в виде укомплектованной моторной установки стандартного типа.



Фиг. 38. Моторная установка самолета До-217 со снятым капотом.

В описаниях моторной установки BMW-801 отмечается, что мотор вместе с обслуживающими его системами с самого начала проектировался как единая силовая установка. Поэтому в конструкцию мотора включены устройства, необходимые для работы смежных агрегатов, например, шестеренчатая передача для регулировки шага винта типа VDM (и только этого типа) и часть системы подвода антифриза к лопастям винта. Мотоустановка крепится к крылу посредством шаровых узлов и может быть быстро снята и установлена на место. Моторама имеет литое электронное подмоторное кольцо и подкосы из стальных труб.

Фиг. 39. Схема охлаждения мотора BMW-801A.

1—вентилятор, *2*—регулируемое входное кольцо, *3*—масляный радиатор, *4*—регулируемое выходное кольцо, *5*—вход воздуха в нагнетатель.

Воздух для питания мотора, охлаждения цилиндров и маслорадиатора (фиг. 39), а также для обогрева кабины и передней кромки крыла нагнетается внутрь капота вентилятором, установленным непосредственно за винтом. Основное назначение вентилятора — обеспечить достаточное охлаждение мотора при работе на земле, при взлете и подъеме.

Для охлаждения цилиндров применена сильно развитая система дефлекторов.

В задней части капота имеется кольцо, передвижением которого вперед или назад параллельно оси мотора достигается изменение площади выходного отверстия. По сравнению с обычно применяемой юбкой капота такое устройство более совершенно. Однако оно достаточно эффективно только при наличии вентилятора. На некоторых моторах выходное кольцо передвигается ручным механизмом только в два положения. На моторах более позднего выпуска кольцо передвигается автоматически с помощью электромоторчика.

Всасывающие патрубки нагнетателя находятся под капотом, по одному с каждой стороны мотора. Таким образом, моторная установка совершенно не имеет выступающих за габариты капота частей, что также является ее достоинством.

Воздух входит во всасывающий патрубок из области перед цилиндрами. В патрубке имеется воздушный фильтр и за ним заслонка горячего воздуха. При нормальной работе эта заслонка закрыта пружинами. В случае же образования льда во всасывающей системе давление за фильтром падает, и нагретый воздух из области за цилиндрами отжимает заслонки и поступает в нагнетатель.

Выхлопной коллектор отсутствует, выхлопные патрубки выходят за капот и заканчиваются пламягасителями.

Два полукольцевых маслорадиатора помещены в носовой части капота. Охлаждающий воздух входит в радиатор с задней стороны, т. е. направление его обратно направлению основного потока. Выходит воздух через щель по окружности носка капота, в месте наибольшего разрежения. Площадь выходной щели регулируется подвижным кольцом, образующим переднюю кромку капота. Регулировка производится автоматически в зависимости от температуры масла.

Маслосхема мотора BMW-801A необычна тем, что горячее масло из мотора поступает сначала в бак, а из бака в радиатор. В маслосистему включены несколько самозапирающихся штуцеров, позволяющих заливать мотор или радиаторы горячим маслом из маслозаправщика.

Имеется также система для разжижения масла бензином.

На моторе BMW-801A имеется агрегат автоматического управления, который, в зависимости от положения сектора газа, устанавливает в наивыгоднейшем соотношении наддув, обороты, состав смеси и опережение зажигания. Автомат имеет приводы: к дросселю, к переключателю скоростей нагнетателя, к регулятору оборотов винта и к магнето.

На корпусе автомата смонтированы связанные с ним корректор состава смеси и ограничитель наддува. Благодаря этому агрегату значительно упрощается работа пилота и улучшаются условия работы мотора.

Мотор имеет инерционный стартер. Раскрутка от бортовой или аэродромной сети или вручную.

Трехлопастные винты-автоматы VDM имеют деревянные лопасти типа Шварц. Возможен поворот лопастей во флюгерное положение. Шаг винта регулируется как автоматически, так и специальным электроуправлением, выключающим автомат и поворачивающим лопасти на больший или меньший шаг.

Диаметр винта около 3,9 *м*.

Имеется система, подающая антифриз на переднюю кромку лопасти винта, что предотвращает обледенение.

Огнетушительного оборудования в мотогондолах нет.

На самолете имеется пять бензобаков общей емкостью 2970 *л* и два маслобака общей емкостью 400 *л*. Расположение баков и емкость каждого из них показаны на фиг. 43.

Предусмотрена также возможность установки двух дополнительных бензобаков емкостью по 750 *л* в бомбовом отсеке вместо бомб и двух подкрыльных дополнительных бензобаков емкостью по 900 *л* вместо наружных бомб.

Все баки крупных размеров, что повышает их пулестойкость.

Основные баки — фибровые, со стандартными немецкими протекторами, составленными из трех слоев: слой пористой кожи, слой каучука и наружный чехол из плотной резины.

Если баки крупных размеров (как на самолете До-217), то такой протектор, как правило, не дает течи при попадании одиночных пуль крупного калибра.

Дополнительный бак — дуралюминовый, с протектором, составленным из двух слоев плотной резины и проложенного между ними слоя каучука.

В каждом из основных бензобаков имеется индивидуальная помпа с электроприводом. Электропомпы включаются, начиная с определенной высоты, в дополнение к моторной помпе. Бензопроводка к моторам дублированная. Питающие трубопроводы выходят из верхней части бака, что повышает безопасность и живучесть самолета, так как при повреждении трубки бензин не будет вытекать.

Горючее из подвесных баков перекачивается в основные.

Бензопроводы дуралюминовые и типа суперфлекс. Соединения ниппельные.

Три средние бензобака имеют устройство для быстрого их опорожнения. Для вытеснения горючего из баков в фюзеляже установлено два баллона с углекислотой: один для центрального бака и второй — для боковых. Баллоны окрашены в красный цвет с зелеными полосками.

Для аварийного впуска CO_2 в баки имеется тросовое управление из кабины. Давлением углекислоты отжимаются клапаны, и бензин, вытесняемый из баков, сливается по трем трубам, которые соединяются в одну трубу большого диаметра, проходящую через весь фюзеляж и имеющую выход за костыльной установкой. Повидимому, система аварийного слива рассчитана также на разбрызгивание жидких ОВ.

Подвесные баки могут быть сброшены.

Моторы эксплоатируются на бензине с октановым числом 87. Есть сведения о том, что имеются моторы BMW-801, рассчитанные на горючее с октановым числом 95—96.

Стрелковое вооружение

Самолет До-217 Е-2 в некоторых вариантах имеет следующее стрелковое вооружение (фиг. 40).

1) Подвижную пушку «Эрликон» калибра 20 *мм* с магазинным питанием, стреляющую вперед. Пушка установлена в носу фюзеляжа; стрельбу из нее ведет бомбардир.

2) Неподвижную пушку MG-151 калибра 15 *мм* с ленточным питанием, стреляющую вперед. Стрельбу ведет пилот.

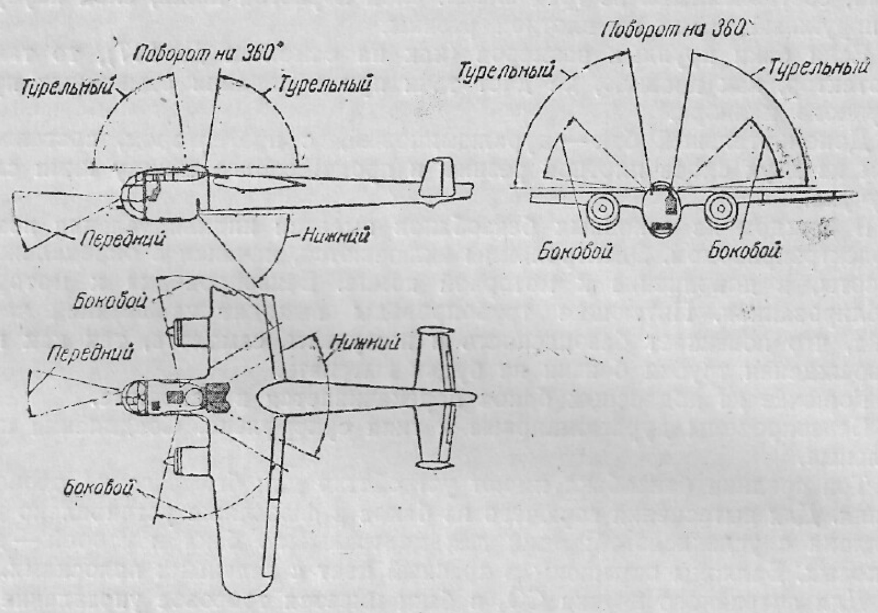
3) Два пулемета MG-131 калибра 13 *мм* с ленточным питанием, установленные: один на турели в верхней задней части кабины, другой на нижней задней установке блистерного типа.

4) Два пулемета MG-15 калибра 7,9 *мм* с магазинным питанием, установленные по одному справа и слева в окнах верхнего фонаря и стреляющие назад — в стороны.

Изученный самолет (разведчик с модернизированной носовой частью) имел другое вооружение. Схема его показана на фиг. 43.

Для стрельбы вперед в носу у этого самолета установлены на карданном шарнире два спаренных пулемета MG-81 калибра 7,92 *мм* с ленточным питанием. Стрельбу из них ведет штурман-бомбардир. Патронные ящики на 950—1000 патронов каждый расположены под полом.

В верхних боковых окнах фонаря справа и слева установлены на шаровых шарнирах пулеметы MG-15 калибра 7,92 *мм*, стреляющие назад — в стороны. Стрельбу из них также, повидимому, ведет штурман.



Фиг. 40. Схема обстрела и бронирования самолета До-217.

Вариант	Огневые точки				
	Передние подвижные	Передние неподвижные	Боковые	Турельные	Неподвижные
1	Пушка Эрликон 20 *мм*	Пушка MG-151 15 *мм*	2×7,9 *мм* правый и левый	1×13 *мм*	1×13 *мм*
2	Два спаренных пулемета 7,9 *мм*	—	2×7,9 *мм* правый и левый	1×13 *мм*	1×13 *мм*

Питание этих пулеметов магазинное. Конструкция фонаря допускает установку впереди этих пулеметов еще двух таких же, стреляющих вперед — в стороны. На изученном самолете отверстия для установки этих пулеметов заглушены.

В задней верхней части кабины имеется закрытая турельная установка с одним пулеметом MG-131 калибра 13 *мм*. Турель закрыта сбрасываемым куполом из плексигласа. Пулемет укреплен на шаровом шарнире. Турель вращается на 360° от электромотора. Возможен также поворот турели вручную. Поворот пулемета на шарнире производится вручную. Возможный боковой поворот на шарнире 40° и в вертикальной плоскости 85° — от горизонтали вверх.

При горизонтальном положении пулемета задний конец его почти достает до противоположной стороны турели. Прицел Реви 16А рас-

положен так, что голова стрелка находится не сзади пулемета, а сбоку (в противном случае потребовалось бы увеличение диаметра турели).

Стрельба из этого пулемета производится посредством электровоспламенения. Питание ленточное. Запас патронов — 1000 шт.: 500 в ящике на турели и столько же в запасном диске, укрепленном за турелью.

Стрельбу из этого пулемета ведет стрелок-радист. Турельная установка снабжена устройством, не допускающим прострела частей своего самолета. Вращение турели через систему шестерен передается небольшому цилиндру, поверхность которого образована частично металлом, частично изоляционным материалом. К поверхности цилиндра прилегает контакт, передвигающийся по образующей цилиндра вверх или вниз, в зависимости от подъема или опускания пулемета, и по окружности цилиндра, в зависимости от бокового поворота пулемета на шарнире.

Кинематика всех передач такова, что каждому положению пулемета соответствует определенная точка прикосновения контакта к поверхности цилиндра. Граница между электропроводным и изоляционным материалами на поверхности цилиндра соответствует границе между зоной обстрела и опасной зоной. Когда пулемет наведен на какую-либо часть своего самолета, контакт попадает на изоляционный материал, и цепь электровоспламенения размыкается. Такое устройство увеличивает безопасность и практическую зону обстрела, так как стрелок может смелее приближаться к границам этой зоны.

Установка для обстрела задней нижней полусферы имеет один крупнокалиберный пулемет MG-131, установленный на шаровом шарнире.

Патронный ящик на 900—1000 патронов установлен у левого борта кабины.

Таким образом на данном самолете установлено шесть подвижных пулеметов: два крупнокалиберных и четыре мелкокалиберных.

Бомбардировочное вооружение

Бомбовая нагрузка самолета До-215 в варианте бомбардировщика — до 3000 *кг*: в фюзеляже до 2000 *кг* и под крыльями до 1000 *кг*. Возможны следующие варианты нагрузки:

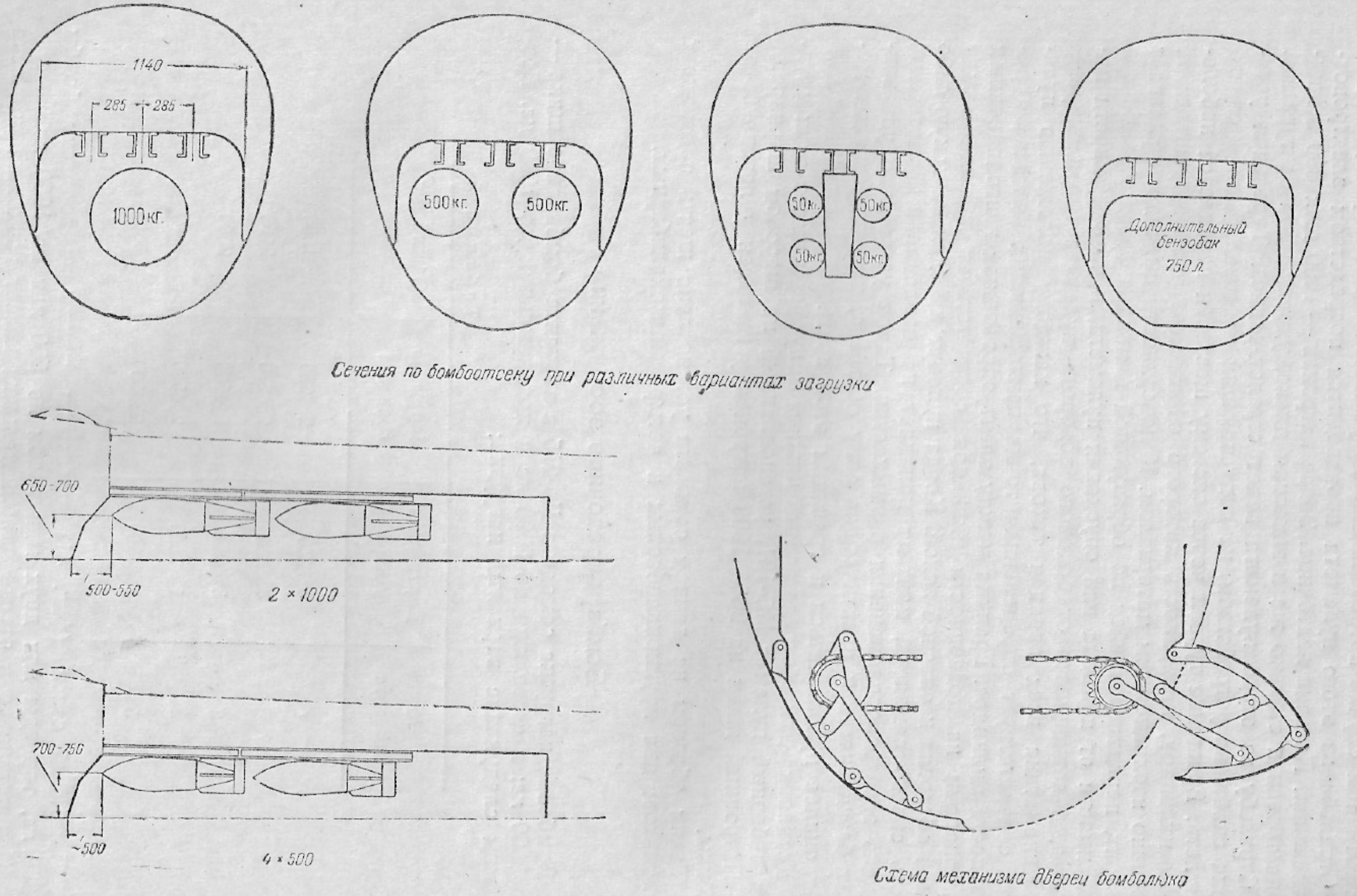
Таблица 5

№ варианта	Внутренняя подвеска	Наружная подвеска	Общий вес бомб
1	4×250	2×250	1500
2	4×500	2×250	2500
3	3×500	2×500	2500
4	1×1000	2×500	2000
5	2×1000	2×500	3000

Бомбовый отсек (фиг. 41) рассчитан также на подвеску бомбы 1800 *кг*, торпеды или двух мин весом по 500 или по 1000 *кг*.

При установке в отсеке дополнительных кассет возможна подвеска мелких бомб (вместо крупных) [1].

[1] На изученном самолете в задней половине отсека была установлена кассета на 8 бомб по 50 *кг*.



Фиг. 41. Сечения по бомбоотсеку при различных вариантах загрузки.

Размеры бомбового отсека: длина 4,52 *м*, ширина 1,14 *м*. Кроме того, для подвески торпеды за основным отсеком имеется дополнительная секция длиной 1,73 *м*. Полная длина отсека с дополнительной секцией равна 6,25 *м* (поверху). Длина дверец бомболюка 6,55 *м*. Средняя высота бомбоотсека 900—1000 *мм*.

Форма бомбоотсека (большая длина и ширина при малой высоте) рассчитана на бомбардировку с пикирования. Для беспрепятственного выхода бомбы при пикировании передняя стенка отсека сделана наклонной.

Дверцы бомболюка делятся по длине на три части. Каждая дверца (правая и левая) состоит из двух створок. Кинематическая схема открывания показана на фиг. 41. Дверцы бомболюка открываются электрически, а закрываются сильной пружиной длиной около 3 *м*, помещенной над бомбоотсеком в трубе диаметром около 100 *мм*.

Бомбодержатели PVC-1006. Все бомбодержатели управляются общим сбрасывателем РАБ-14. Замки имеют электромагнитное управление Сименс. На правом борту у места бомбардира имеется рычаг аварийного сбрасывания бомб.

Бомбардировочный прицел Лотфе 70-2. Для бомбометания с пикирования установлен прицел BZA-1 с оптической частью Штуви-5В. Для бомбардировки кораблей с малой высоты применяется прицел Реви-16А.

На самолетах До-217 Е-4 прицел BZA-1 дополнен прибором 1ЕГ-2, автоматически учитывающим поправку на скорость.

Все оборудование для бомбометания с пикирования на До-217 Е-1 имеет электрическое управление посредством электромоторчиков или соленоидов и характеризуется простотой, безопасностью и широким применением блокировки.

Система электроуправления обеспечивает:

а) открытие бомболюков;

б) раскрытие зонтичного воздушного тормоза и ввод самолета в пикирование под заданным углом и при требуемой скорости;

в) сбрасывание бомб;

г) вывод самолета из пикирования;

д) закрытие бомболюков;

е) складывание воздушного тормоза.

Порядок операций при бомбометании с пикирования:

1. Бомбосбрасыватель устанавливается на нужный порядок сбрасывания бомб (серия).

2. Переключатель часового механизма включается на требуемое запаздывание сбрасывания бомб вслед за моментом начала выхода из пикирования. Запаздывание может назначаться в пределах от 0 до 4 сек.

3. Включаются все автоматические переключатели (кроме Bokla Betätigung, при включении которого управление бомболюками становится неавтоматическим).

4. Взрыватели переключаются на «актив», при этом автоматически открываются дверцы бомболюков.

5. Выключатель автоматического управления пикированием «Abfangautomatik» устанавливается в положение «Sturzbremse».

Все эти операции могут быть выполнены до непосредственного подхода к цели.

Для того чтобы ввести самолет в пикирование, нужно нажать на красную кнопку переключателя «Abfangautomatik». При этом срабатывают триммеры руля высоты, раскрывается зонтичный воздушный тормоз, и самолет входит в пикирование. В нужный момент нажимается

кнопка бомбосбрасывания. При этом триммеры руля высоты возвращаются в исходное положение и начинается вывод самолета из пикирования. Одновременно включается механизм запаздывания, который по истечении определенного, заранее заданного, времени включает бомбосбрасыватель.

После того как сброшена последняя из назначенных бомб, автоматически закрываются бомболюки и складывается воздушный тормоз.

Таким образом, когда самолет подошел непосредственно к цели, летчику нужно только нажать одну кнопку для ввода в пикирование и другую для вывода и сбрасывания бомб.

Если выключатель автоматического управления пикированием установить в положение «Trimming», то операции происходят в той же последовательности, только не будут раскрываться воздушные тормоза. Положение «Trimming» включается при пикировании под небольшим углом.

Шаг винта при пикировании может регулироваться электрически, независимо от нормального автоматического управления, при помощи специального переключателя у пилота.

К а б и н а. Весь экипаж находится в общей кабине. Пилот сидит слева. Бомбардир может сидеть рядом с пилотом или лежать в носовой части кабины. В задней части кабины расположены места стрелка-радиста и нижнего стрелка. Для ведения стрельбы стрелок-радист занимает место у турели, нижний стрелок ложится на пол у заднего пулемета.

Кабина более просторна, чем на самолетах До-215 и Ю-88. Верхний и носовой фонари обеспечивают экипажу отличный обзор. Фонари имеют литые электронные рамы. В главные окна (перед головой пилота, перед прицелом и пр.) вставлен триплекс, в остальные — плексиглас.

В потолке кабины имеется два аварийных люка, а в полу кабины — входной люк, который может быть использован также как аварийный.

Пилот имеет броневое кресло, весящее 72 *кг*. Для регулировки кресла по высоте используется электромоторчик. Кресло бомбардира имеет регулировку вперед — назад. При необходимости оно может быть сложено и откинуто к борту. Задние сиденья также складные.

У п р а в л е н и е. Штурвальная колонка помещена посередине между местами пилота и бомбардира. Штурвал перекидной, т. е. бомбардир может со своего места действовать ручным управлением. Ножное управление есть только у пилота. Педали регулируются под рост. Регулировка очень удобная и позволяет пилоту менять положение ног в полете, что уменьшает утомляемость. Для этой же цели сделан регулируемым и наклон самой педали.

Массивная штурвальная колонка снабжена противовесом, укрепленным ниже оси вращения, для того чтобы при наклонных положениях самолета и ускорениях, направленных вдоль его оси (например, при вводе и выводе из пикирования), вес и сила инерции колонки не влияли на управление. Для этой же цели в фюзеляже установлен другой противовес, балансирующий массу проводки управления.

Система управления рулями и элеронами — жесткая. Тяги из дуралюминовых труб, качалки литые, электронные. Все шарниры снабжены шарикоподшипниками. Триммеры управляются штурвальчиками. Передача посредством карданных валиков.

Управление тормозами — ножное, гидравлическое.

Щитки управляются от электропривода. Возможно также ручное управление, для чего в кабине имеется большой штурвал, служащий

также для аварийного подъема и выпуска шасси и для регулировки стабилизатора.

В системе управления щитками имеется компенсирующее пружинное устройство, облегчающее выпуск щитков. Управление щитками и элеронами связано между собой, благодаря чему достигается зависание элеронов при опущенных щитках.

Оборудование

А э р о н а в и г а ц и о н н о е о б о р у д о в а н и е. На самолете установлен трехстабилизационный автопилот фирмы «Аскания». На штурвальной колонке имеется переключатель управления поворотами, дающий две скорости поворота в каждую сторону. Представляет интерес искусственный горизонт нового типа и визуальный указатель прибора для слепой посадки (также нового типа).

Э л е к т р о о б о р у д о в а н и е. Электросистема на самолете 24-вольтовая. Источники тока — два генератора Бош по 2 *квт* и два аккумулятора типа 6D-6 по 12 *в*, 45 *а-ч*, соединенные последовательно.

Управление агрегатами и механизмами на самолете электрическое. Электроприводы обеспечивают:

1) подъем и выпуск шасси, костыля и закрылков;
2) регулировку стабилизатора;
3) открытие и закрытие бомболюков и воздушного тормоза;
4) отклонение триммеров, управляющих пикированием;
5) регулировку шага винта;
6) регулировку выходных щелей капота;
7) регулировку сиденья пилота;
8) работу индивидуальных бензопомп и помпы антиобледенителя винта;
9) выпуск и уборку фары;
10) поворот турели и пр.

Вся система автоматического управления пикированием и бомбосбрасыванием — электрическая.

Таким образом самолет До-217 Е-2 можно считать полностью электрифицированным.

Р а д и о о б о р у д о в а н и е. На самолете установлена радиоаппаратура типов ФУГ-10 и ФУГ-16. Аппаратура ФУГ-10 имеет некоторые усовершенствования. Наиболее интересным из них является новый приемник для слепой посадки ЕБ1-3Н с настройкой, охватывающей диапазон волн от 30,0 до 35,5 *мгц/сек*. Визуальный указатель для слепой посадки изготовлен фирмой Сименс.

Каждый член экипажа имеет отдельный кислородный прибор-автомат типа Дрегер. Тридцать два небольших кислородных баллона помещены в хвостовой части фюзеляжа, над бомбоотсеком. Емкость каждого баллона 2 *л*, давление 150 *ат*.

С и с т е м а о б о г р е в а. На самолете имеется система обогрева кабины и передней кромки крыла для борьбы с обледенением. Воздух нагревается в надетых на выхлопные патрубки кожухах, куда он входит вследствие повышенного давления под капотом. Воздух для обогрева кабины забирается из области перед цилиндрами, для антиобледенителя крыла — за цилиндрами. Горячий воздух для антиобледенителя проходит внутри носка крыла по трубе большого диаметра. В каждом промежутке между нервюрами имеется отвод воздуха от этой трубы в узкое пространство между двойными стенками носка. Воздух входит в этот промежуток в нижней части носка, омывает носок, проходя снизу вверх, и выходит внутрь крыла перед передним лонжероном. Вы-

ходит воздух из крыла через отверстия для тяг управления элеронами. В тех случаях, когда обогрев крыла не требуется, горячий воздух может быть выпущен под крыло.

Воздух для обогрева кабин подается по отдельному трубопроводу и выходит через сопла, расположенные у ног каждого из членов экипажа.

Стекла носового фонаря также могут обогреваться горячим воздухом[1]. Воздух выдувается на стекла через небольшие отверстия в трубках, уложенных вдоль стержней рамы фонаря. Когда обогрев кабины и фонаря не требуется, горячий воздух может быть перепущен по соединительной трубе в систему антиобледенителя крыла или выпущен наружу.

Самолеты До-217, оперирующие над морем, снабжаются резиновыми наддувными спасательными шлюпками. Шлюпка укладывается в бронированный ящик, устанавливаемый над бомбоотсеком позади крыла.

На некоторых самолетах, кроме общей шлюпки для четырех человек, имеются еще индивидуальные шлюпки.

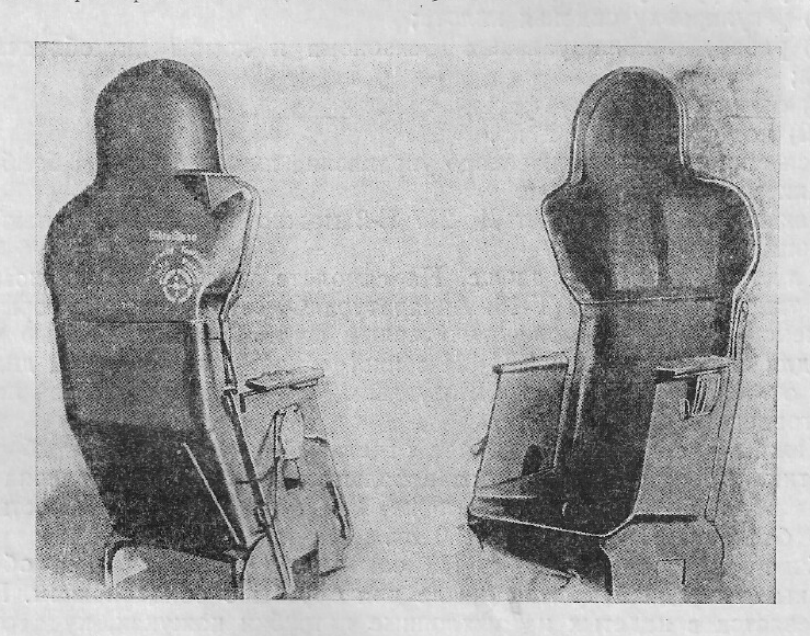
Для уничтожения самолета в случае необходимости имеется пакет с тремя килограммами взрывчатого вещества.

Предусмотрена возможность установки фотоаппарата.

Бронирование

Броневую защиту на самолете До-217 Е-2 имеет только экипаж (расположенный в общей кабине).

Схема бронирования показана на фиг. 40.



Фиг. 42. Броневое кресло пилота.

Броневое кресло пилота (фиг. 42) защищает его сзади, снизу, с боков и частично сверху (см. фиг. 40). Наголовник и спинка кресла выштампованы из листа брони толщиной 10 *мм*, низ сиденья — из материала толщиной 5 *мм* и боковинки — из материала толщиной 4 *мм*.

---

[1] Устройство для обогрева стекол имеется не на всех сериях.

Верхняя турельная установка защищена сзади двумя фигурными плитками толщиной 5,5 *мм*, выгнутыми по обводам кабины за турелью, и большой составной плитой толщиной 5 *мм*, положенной поверх фюзеляжа за кабиной. Кроме того, имеется одна небольшая плитка толщиной 5,5 *мм*, надетая на ствол пулемета.

Нижний стрелок в боевом положении защищен сзади вертикальной плитой размером 750×320×8, а снизу — плитой размером 650×600×5,5, положенной на пол кабины. О броне, имеющейся на люке, на котором смонтирована нижняя установка, сведений нет.

Место штурмана, а также верхние боковые стрелковые точки не бронированы.

На задней стенке кабины перед бензобаком и бомбовым отсеком броня не установлена.

Вес всей брони на самолете 145 *кг*, включая кресло пилота. Вся броня гомогенная.

Уязвимые места

1. Наиболее уязвима на самолете винтомоторная группа — маслорадиатор, установленный в передней части капота, бензопроводка и маслопроводка, проходящие вблизи длинных веерообразно расположенных выхлопных патрубков, имеющих большую поверхность, и агрегат непосредственного впрыска с его проводкой к каждому цилиндру (фиг. 43).

Винтомоторная группа бронирования не имеет. Мотор не имеет средств огнетушения.

2. Пилот не имеет броневой защиты спереди, стрелки — спереди и с боков. Штурман совсем не имеет броневой защиты. Броня, защищающая стрелков, — малой толщины.

3. Из бензобаков наиболее уязвимы консольные, не имеющие подвода нейтрального газа (углекислоты) и аварийного слива.

Опознавательные признаки

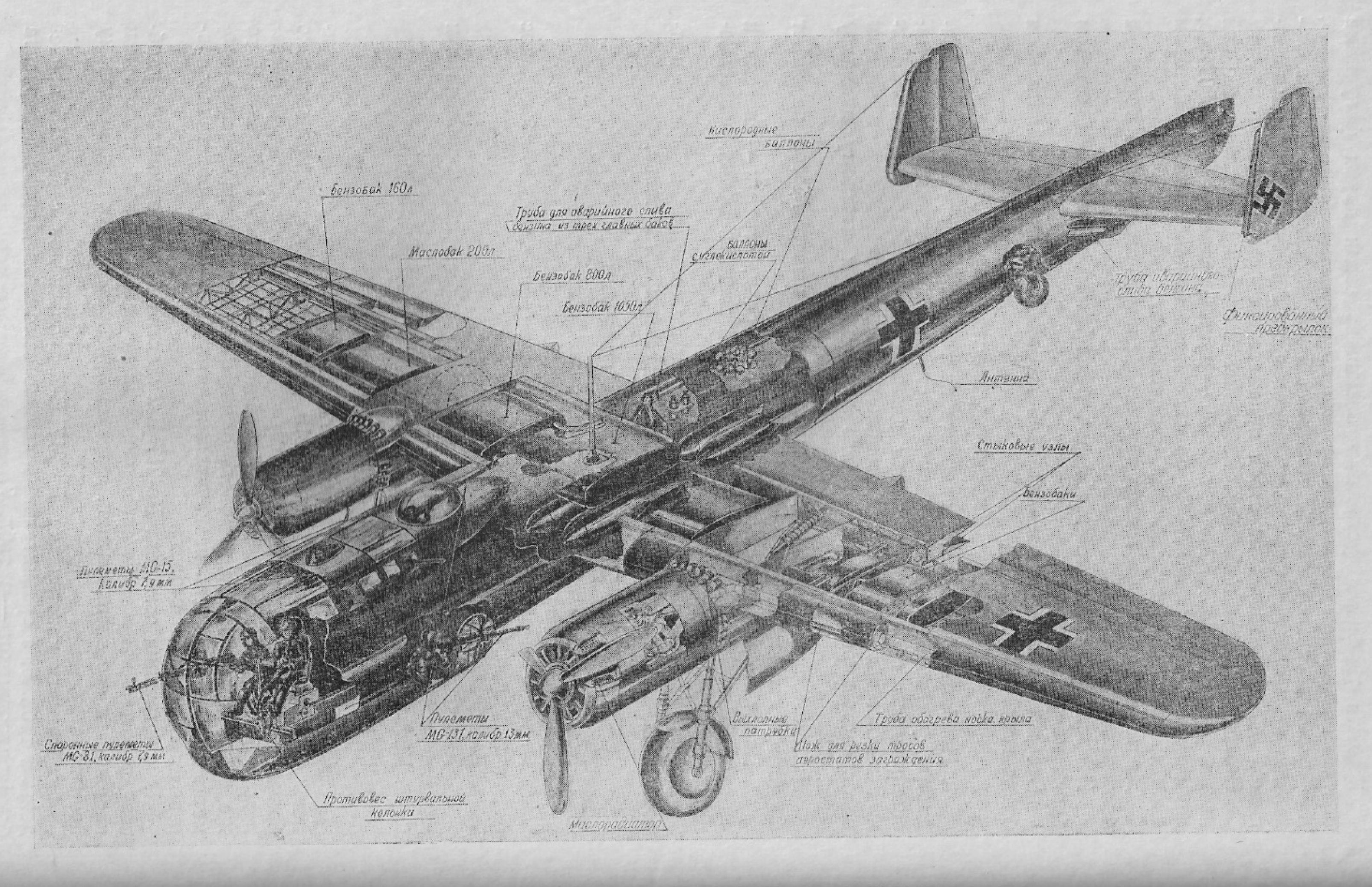
1. Крыло — высокорасположенное, с закругленными концами.
2. Концы мотогондол выходят за заднюю кромку крыла.
3. Передняя часть фюзеляжа утолщенная (если смотреть сбоку), нос фюзеляжа прозрачный.
4. Вертикальное оперение разнесенное.
5. Хвостовая часть фюзеляжа выдается за оперение (особенно при наличии воздушного тормоза).
6. Круглые мотогондолы (звездообразные моторы).

Конструктивные особенности

Самолет До-217 представляет собой совершенно новую конструкцию. Он имеет отличную от До-215 мотоустановку, крыло несколько большей площади и большего удлинения, более поместительный фюзеляж с более просторной кабиной и бомбоотсеком новой формы. В то же время общая схема самолета осталась прежней и габаритные размеры изменились очень незначительно, что, безусловно, облегчило производство нового самолета.

В конструкции самолета До-217 Е-2 уделено большое внимание удобству работы экипажа, безопасности и живучести самолета, простоте и надежности его эксплоатации, а также приспособленности к массовому производству.

Особенности конструкции До-217 Е-2 в сравнении с До-215 приведены в табл. 6, а сравнительные данные самолетов Дорнье в варианте бомбардировщиков — в табл. 7.



Фиг. 43. Компоновочная схема с указанием уязвимых мест.

Таблица 6

Особенности конструкции До-217 Е-2 в сравнении с До-215

До-217Е-2	До-215 выпуск 1940 г.	Примечание
Размещение экипажа в одной общей кабине	То же	Кабина на До-217 Е-2 сделана более просторной
Хороший обзор	То же	
Бронирование кабины	Нет	
Усиленное стрелковое вооружение:		
1-й вариант: Одна пушка 20 *мм*; Одна пушка 15 *мм*; Два пулемета 13 *мм*; Два пулемета 7,9 *мм*. 2-й вариант: Два пулемета 13 *мм*; Четыре пулемета 7,9 *мм*	Три пулемета калибра 7,9 *мм*	
Нож для резки тросов аэростатов заграждения	Нет	
Применение мотора воздушного охлаждения	Нет	
Протектирование бензобаков и герметизация отсеков под баки	То же	
Крупные размеры бензобаков	То же	
Аварийный слив бензина под давлением углекислоты	Нет	
Дублированная бензопроводка с выводом из баков сверху	То же	
Индивидуальные электробензопомпы во всех основных баках	То же	
Система разжижения масла бензином	Нет	
Пламягасители на выхлопных патрубках	Нет	На самолете До-217Е-4 патрубки не имеют пламягасителей
Антиобледенительные устройства для передней кромки крыла, винта и носового фонаря кабины	Только для крыла	
Расположение кислородных баллонов в хвостовой части фюзеляжа	—	
Обогрев кабины	—	
Аварийные люки в потолке и полу кабины	—	
Надувные спасательные шлюпки для самолетов, оперирующих над морем	Нет	
Трехстабилизационный автопилот	Курсовой автопилот	
Агрегат автоматического управления мотором	Нет	
Автоматизация управления бомбометанием с пикирования	—	Самолет До-215 не был предназначен для этой цели
Устройство, не допускающее прострела частей своего самолета из турельного пулемета	Нет	
Различные предохранительные устройства в кабине, не допускающие непроизвольного действия ручками и выключателями	То же	
Электроприводы силовых механизмов и агрегатов	То же	
Аварийное управление всеми агрегатами	То же	
Применение пружинных механизмов, не требующих ухода (щитки, бомболюки, костыль)	Нет	
Автоматическое стопорение костыля при взлете и посадке	Нет	

Таблица 7

Сравнительные данные самолетов Дорнье в варианте бомбардировщиков

Данные	До-17 выпуска 1938 г.	До-215 выпуска 1940 г.	До-217 выпуска 1942 г.
Размах крыла, *м*	18	18	19,1
Длина самолета, *м*	16,6	15,8	17,25
Высота, *м*	4,55	4,6	4,5
Удлинение	5,9	5,9	6,4
Площадь крыла, $м^2$	55	55	56,7
Вес пустого самолета, *кг*	4882	6222	8590
Вес горючего, *кг*	1940	870	2200
Вес масла, *кг*	127	60	200
Вес бомб, *кг*	900	1000	3000
Полная нагрузка, *кг*	3218[3]	2398	6700
Полетный вес, *кг*	8100	8628	15290
Тип моторов	DB-600	DB-601Aa	BMW-801A
Мощность моторов:			
взлетная, *л. с.*	—	2×1175	2×1580
на расчетной высоте, $\frac{л. с.}{м}$	$\frac{2\times950}{4000}$	$\frac{2\times1100}{4000}$	$\frac{2\times1460}{4970}$
Нагрузка на $м^2$, в *кг*	147	157	270
Мощность на 1 *кг* полетного веса, *л. с.*	0,235	0,276	0,191
Мощность на 1 $м^2$ площади крыла, *л. с.*	34,6	40	51,5
Максимальная скорость на расчетной высоте, *км/час*	$\frac{470}{4000}$ [3]	$\frac{455}{4000}$	$\frac{466(515)}{5200}$ [1]
Практический потолок, *м*	—	8800	6400 (9150) [2]
Разбег, *м*	—	390	1400
Дальность, *км*:		770	1600
при скорости, *км/час*	—	400	360
на высоте, *м*	—	3000	3000

[1] Максимальная скорость указана для номинальной мощности моторов. Цифра без скобок дана для самолета с наружной подвеской бомб, в скобках—для самолета без подвески.

[2] Величина практического потолка в скобках относится к весу самолета без бомбовой нагрузки.

[3] По самолету До-17 приведены фирменные явно завышенные данные.

В варианте дальнего разведчика при наличии четырех дополнительных бензобаков самолет До-217 имеет запас горючего 4700 *кг* и дальность полета 3220 *км* при скорости 400 *км*.

Таблица 8

Высота	Предельная скорость *км/час*	
До 3000 *м*	С воздушным тормозом	Без тормоза
	575	610
5000 *м*	550	
7000 *м*	500	
Выше 7000 *м*	450	
Вблизи земли	340	
У земли с выпущенными закрылками и шасси	240	

Предельно допустимые скорости пикирования самолета До-217 (по прибору) приведены в табл. 8.

Выводы

1. Построенный на базе самолета До-215 немецкий двухмоторный бомбардировщик Дорнье-217 имеет следующие отличия от своего предшественника:

а) является пикирующим бомбардировщиком с зонтичным хвостовым воздушным тормозом (До-215 не имел воздушных тормозов);

б) применяется как фронтовой и как дальний бомбардировщик; в последнем случае на него устанавливают дополнительные бензобаки. Кроме того, До-217 применяется как разведчик и торпедоносец;

в) в носке его крыла укреплен специальный нож, назначение которого — резать тросы аэростатов заграждения;

г) бомбовая нагрузка увеличена в три раза и повышен калибр бомб. До-215 не имел наружной подвески и мог брать внутрь фюзеляжа только 20 бомб по 50 *кг*; До-217 может брать внутрь фюзеляжа одну бомбу калибра 1800 *кг* или две бомбы по 1000 *кг* и имеет, кроме того, наружную подвеску;

д) огневая защита его усилена: вместо трех мелкокалиберных пулеметов у До-215 на нем устанавливается до двух пушек и от четырех до восьми пулеметов, в зависимости от назначения самолета;

е) повышена живучесть самолета путем замены мотора жидкостного охлаждения мотором воздушного охлаждения и установки бронезащиты экипажа. Центральные баки могут заполняться нейтральными газами — углекислотой.

Несмотря на повышение всех летно-тактических данных самолета До-217 по сравнению с До-215, он за первые два с половиной года войны не получил широкого распространения.

Причинами этого являются:

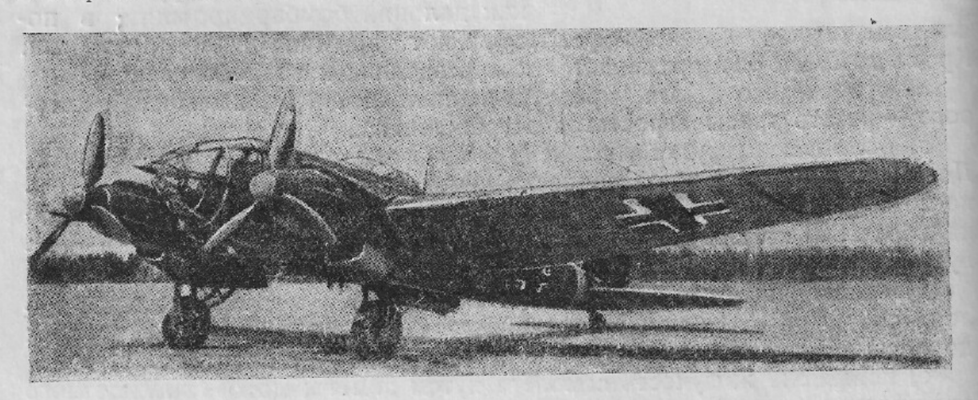
1. Неудовлетворительные взлетные данные самолета, имеющего рекордную для бомбардировщиков нагрузку на квадратный метр крыла и, как следствие этого,— чрезвычайно большой разбег (по данным английской печати — 1400 *м*) и низкий потолок (с полным полетным весом).

2. Неудовлетворительная огневая защита задней полусферы — мелкокалиберные пулеметы на самолетах первых серий.

Вследствие этого До-217, являющийся, по существу, новым самолетом, уже с самого начала его выпуска подвергался изменениям: в первую очередь задние мелкокалиберные пулеметы были заменены на нем крупнокалиберными (13 *мм*) и были применены вспомогательные средства, улучшающие взлет, так как при обычном взлете самолет не может работать с полевых аэродромов.

Хейнкель Хе-111 Н-11

Самолет Хейнкель Хе-111 Н-11 выпуска 1942 г. представляет собой двухмоторный непикирующий бомбардировщик цельнометаллической конструкции с бесфонарной кабиной, с низкорасположенным крылом и с неразнесенным хвостовым оперением (фиг. 44). На нем установлены



Фиг. 44. Самолет Хейнкель-111 Н-11. Вид спереди.

перевернутые моторы ЮМО-211 F-1 жидкостного охлаждения с непосредственным впрыском горючего.

Самолет серии Н-11 [1] может брать только наружную бомбовую нагрузку.

Самолет используется как фронтовой и дальний бомбардировщик в дневных и ночных условиях.

Экипаж самолета при полетах днем 5—6 человек, ночью — 4 человека.

Бомбардировщик Хейнкель-111 был выпущен в 1935—1936 гг. Со времени своего первого выпуска, а также в период последней войны самолет подвергался неоднократным изменениям.

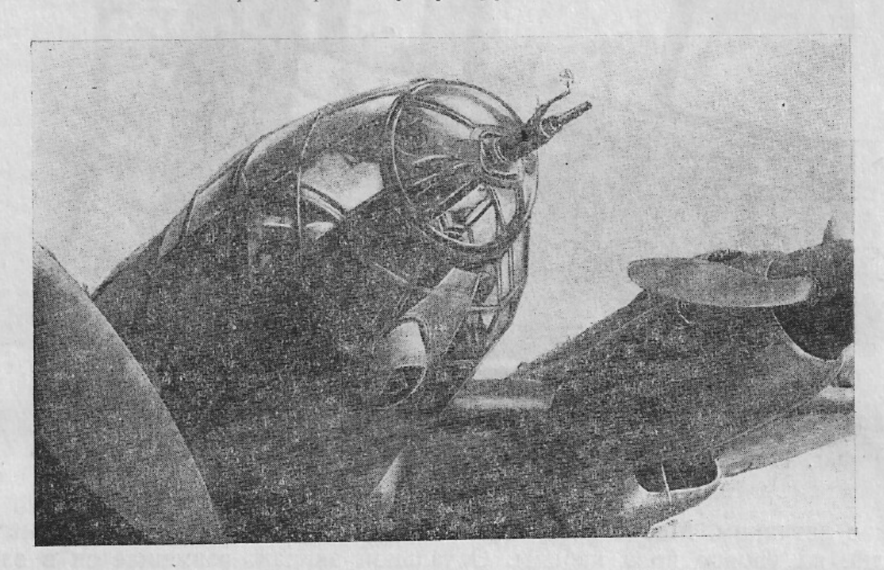
Эти изменения касались винтомоторной группы, вооружения, конструкции и оборудования. Длинная носовая часть фюзеляжа была укорочена и установлена бесфонарная кабина, эллипсовидное в плане крыло сделано трапецевидным. Кроме того, последовательно устанавливались моторы DB-600G, DB-600Ga, ЮМО-211, DB-601A, ЮМО-211A, ЮМО-211Da и ЮМО-211 F-1. В связи с установкой гондолы под фюзеляжем выдвижная стрелковая башня была убрана.

---

[1] „Н" читать „аш".

Краткое описание конструкции

Крыло самолета двухлонжеронной конструкции, состоит из прямоугольного центроплана и трапецевидных консолей с закругленными концами. Лонжероны центроплана балочного типа. Лонжероны отъемных частей крыла ферменные. Полки лонжеронов — из прессованных профилей. Нервюры ферменные с раскосами из U-образных профилей, материал их — дуралюмин. Стыковочные узлы консолей стальные. Каждая консоль соединяется с центропланом при помощи четырех шаровых соединений типа Юнкерс. Центроплан крепится к фюзеляжу на болтах и может быть отъединен от него при транспортировке самолета. В отсеках между лонжеронами центроплана, справа и слева от фюзеляжа, расположены бензобаки емкостью по 700 *л* каждый. В каждой консоли, кроме того, вмонтировано еще по одному бензобаку емкостью 1025 *л*. На крыле установлены элероны, зависающие при посадке вместе с закрылками. Элероны снабжены флетнерами, которые вместе с тем являются также и триммерами, регулируемыми в полете. Щелевые закрылки располагаются на участке крыла между фюзеляжем и элеронами. Угол отклонения закрылков для взлета 15°, для посадки 60°. Закрылки управляются гидравлически. Управление элеронами и триммерами жесткое и осуществляется при помощи трубчатых тяг. Все места соединений тяг могут осматриваться через специальные лючки. На нижней поверхности крыла имеются съемные панели обшивки, прикрепленные болтами с самоконтрящимися гайками. Клепка обшивки везде выполнена впотай.



Фиг. 45. Носовая часть фюзеляжа самолета Хейнкель-111 Н-6, однотипного с Хе-111 Н-11.

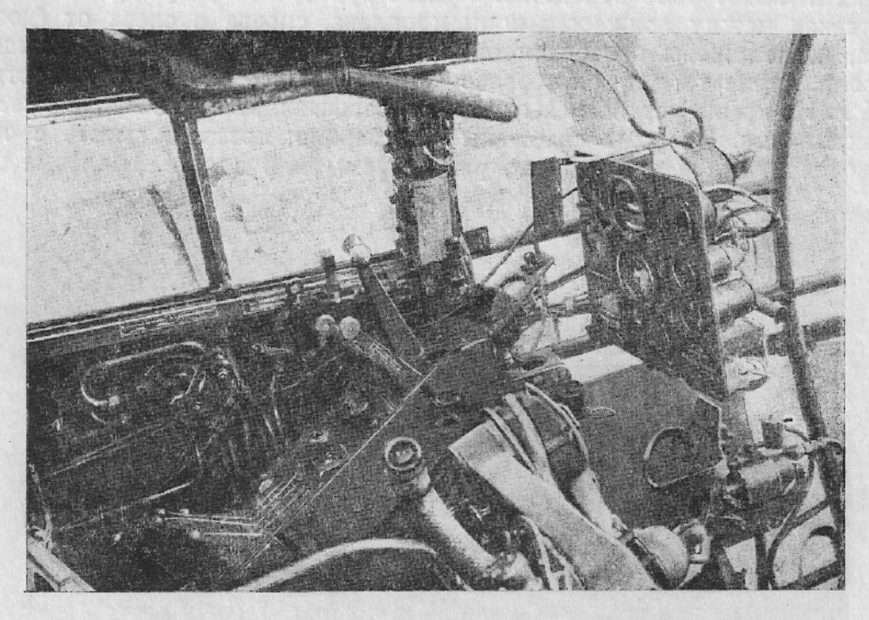
Фюзеляж неразъемный, типа полумонокок, овального миделя. Силовой каркас его состоит из набора шпангоутов, стрингеров и работающей обшивки. В носу фюзеляжа размещается общая бесфонарная кабина пилота и штурмана (фиг. 45).

Вследствие установки в носу фюзеляжа пушки и бомбардировочного прицела и необходимости обеспечить для летчика обзор, носок сделан асимметричным — вершина его смещена вправо — и вся кабина пилота остеклена.

На самолете Хейнкель-111 Н-11 приборная доска разделена на две части, укрепленные на правой и левой стенках, что обеспечивает пилоту удобное наблюдение. Группа пилотажно-навигационных приборов установлена на деревянной панели непосредственно перед пилотом у левого борта, причем часть панели для улучшения обзора на взлете и при посадке может откидываться к стенке кабины (фиг. 46).

Группа приборов контроля работы моторов размещена на компактной панели у правого борта.

Экипаж самолета размещается в двух кабинах. Пилот со штурманом — в передней кабине. Место штурмана в походном положении рядом с летчиком. Место штурмана в боевом положении — лежа на площадке на уровне пола кабины. Остальной экипаж размещается в задней кабине, соединяющейся с передней коридором, по которому можно переходить из одной кабины в другую.



Фиг. 46. Вид левой части приборной доски в кабине пилота на самолете Хейнкель-111 Н-11.

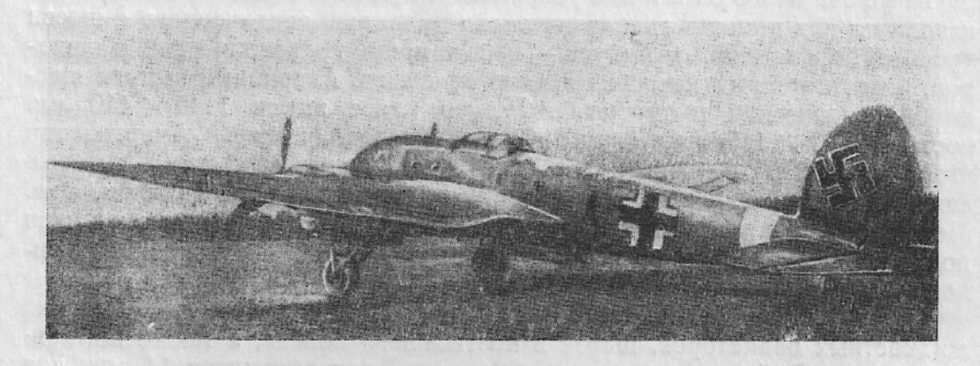
Бронированное сиденье пилота вместе с ручкой управления на самолете Хейнкель-111 Н-11 не регулируется (механизм для регулировки имеется; на самолетах модификации Н-6 сиденье регулируется гидравлическим приводом, на Н-11 цилиндр гидросистемы снят). Правый подлокотник сиденья пилота для удобства посадки на сиденье сделан откидным. Ручка управления самолетом установлена справа от ног пилота и имеет верхнюю ломающуюся часть. При необходимости она может быть переброшена к сиденью штурмана. Педальное управление рулем поворота с места штурмана отсутствует.

Сиденье штурмана складывающееся. В боевом положении штурман откидывает его к правому борту и ложится на горизонтальную бронированную площадку к пушке или к прицелу для сбрасывания бомб. Каркас носовой части фюзеляжа состоит из дуралюминовых труб и застеклен плексигласом толщиной 5 *мм*.

Для аварийного выхода из кабины в носовой части фюзеляжа предусмотрены: сверху над пилотом — сдвижной люк, на правом борту для штурмана — сбрасываемый люк.

За кабиной через нижнюю часть фюзеляжа в специальных обоймах проходят лонжероны центроплана. Лонжероны присоединяются к фюзеляжу посредством болтов. С обеих сторон лонжеронов в фюзеляже установлены силовые шпангоуты зет-образного профиля. Обшивка фюзеляжа гладкая, с клепкой впотай, выполнена из листового алкледа. Подкрепляющие стрингеры швеллерного типа.

На самолете Н-11 (фиг. 47) внутрифюзеляжные бомбовые отсеки отсутствуют. Бомбы подвешиваются на наружных подфюзеляжных бомбодержателях. На правом борту в отсеке фюзеляжа, между лонжеронами крыла, расположен дополнительный маслобак емкостью 105 *л* и сверху подвешена убирающаяся кровать. На левом борту установлен бензобак емкостью 835 *л*. Между этими баками в середине фюзеляжа имеется свободный проход, соединяющий переднюю кабину с задней кабиной стрелков. В верхнем отделении задней кабины на откидном сиденьи под колпаком верхней огневой точки сидит стрелок-радист, управляющий пулеметом MG-131 на карданной установке. Передняя



Фиг. 47. Хейнкель-111 Н-11. Вид сзади.

часть колпака сдвигается вперед и может служить для стрелка-радиста аварийным выходом. Задняя часть колпака представляет собой прозрачный бронещиток, в середине которого находится карданный шарнир для пулемета. Возле стрелка-радиста на левом борту смонтированы основные установки радиооборудования самолета.

Стрелок-радист может держать радиосвязь, не оставляя своего боевого положения у пулемета. Впереди колпака радиста в специальном углублении верхней обшивки фюзеляжа установлена рамка радиополукомпаса «EZ-6». На плексигласе, закрывающем это углубление, нанесена (изнутри) металлической пастой роза лучей, служащая антенной радиополукомпаса. Под хвостовой частью фюзеляжа на изоляторах укреплен диполь, являющийся антенной в аппаратуре слепой посадки «Лоренц». Сверху за колпаком радиста от антенного штыря до киля протянута жесткая однолучевая антенна связных радиостанций ФУГ-10 и ФУГ-16. Кроме того, имеется выпускная антенна для этих же радиостанций. За сиденьем стрелка-радиста, в верхней части фюзеляжа, установлена броневая плита толщиной 8 *мм*. Под этой плитой имеется широкий проход в подфюзеляжную гондолу нижнего стрелка и в отсек бортовых стрелков. У правого борта под ней установлена дополнительная плита той же толщины, достигающая пола кабины. Через люк подфюзеляжной гондолы садится в самолет весь экипаж. Дверца люка с установленной в ней броней легко откидывается внутрь.

Нижние пулеметы обслуживаются обычно одним стрелком из положения лежа в гондоле или с колен. Бронезащита нижнего стрелка

в боевом положении предусмотрена только у задней пулеметной спарки. Кроме плит на стенках гондолы, стрелка защищает здесь наклонная плита толщиной 8 *мм*, установленная у заднего конца гондолы.

Бронезащита бортовых стрелков на самолете отсутствует. Хвостовая часть фюзеляжа отделена от кабины стрелков деревянной перегородкой с дверцей. В хвостовой части установлена матка дистанционного магнитного компаса «Патин» и проходят тяги управления рулями.

Хвостовое оперение самолета цельнодуралюминовое, имеет эллиптические очертания в плане. Свободнонесущий стабилизатор регулируется на земле. В концевом обтекателе хвостовой части фюзеляжа, несколько выдающемся за хвостовое оперение, установлено приспособление для буксировки планеров.

Рули направления и высоты сбалансированы в весовом отношении и снабжены управляемыми в полете триммерами, которые являются одновременно и флетнерами. Управление рулями и триммерами жесткое, осуществляется при помощи тяг.

Шасси и костыль — убирающиеся назад. Подъем шасси производится при помощи гидравлического цилиндра, соединенного с шасси тросовой проводкой, а выпуск — при помощи гидравлических цилиндров, расположенных непосредственно на шасси. Аварийный выпуск шасси гидравлический и тросовый. Размер колес шасси 1140 × 410 *мм*, костыля 500 × 180 *мм*. Тормоза колес гидравлические. Амортизация стоек масляная. Каждое колесо снабжено двумя стойками, которые шарнирно крепятся к узлам на нижней полке переднего лонжерона. Механизм уборки и выпуска шасси состоит из двух пар ломающихся подкосов. При уборке колесо входит в свой отсек, и створки мотогондолы закрываются полностью.

Гидросистема на самолете применяется для подъема и выпуска жидкостных радиаторов, шасси и костыльного колеса, а также щитков-закрылков. Рабочее давление в системе для закрылков 14 *ат*, для шасси — 45 *ат*. Давление в системе создается помпой с приводом от мотора. Кроме того, имеется ручная помпа.

Обогрев кабин. Кабины обогреваются от выхлопной системы моторов. Сквозь все выхлопные патрубки каждого блока мотора проходят по две трубы овального сечения, передние концы которых находятся в воздушном потоке от винта. Воздух под действием скоростного напора нагнетается в трубы, проходя по ним нагревается и по общей магистрали направляется от одного мотора для обогрева передней кабины, а от другого — задней кабины. Экипаж может регулировать подачу теплого воздуха в кабину. Перепад температур, создаваемый данной системой, по сравнению с температурой наружного воздуха составляет в среднем 15°С.

Специальные приспособления. На самолете Хейнкель-111 Н-11 в хвостовой части фюзеляжа установлен замок для буксировки планеров. Рукоятка системы отцепления планера находится в кабине пилота. Кроме того, в носовой части фюзеляжа имеется крюк, который, предположительно, служит для присоединения специального амортизатора, создающего дополнительную тягу при взлете с перегрузкой. По другим сведениям, на самолете для взлета с перегрузкой применяется ракетное устройство, которое после взлета сбрасывается на парашюте.

Винтомоторная группа

На самолете Хейнкель-111 Н-11 установлены два перевернутых V-образных 12-цилиндровых мотора ЮМО-211 F-1 жидкостного охлаждения с непосредственным впрыском топлива в цилиндры. Взлетная

мощность каждого мотора 1350 *л. с.* Номинальная мощность на высоте 5500 *м* — 1020 *л. с.* Моторы снабжены двухскоростными нагнетателями с автоматическим переключением скоростей на высоте 3250 *м*.

Моторы эксплоатируются на немецком бензине марки A_2 или B_4 с октановым числом не ниже 87.

Винты трехлопастные, с деревянными лопастями диаметром 3,5 *м*, типа «Юнкерс» VS11.

Работа механизма винта по двухсторонней схеме основана на гидроцентробежном принципе: поворот лопастей с малого шага на большой и обратно производится силой давления масла. Конструкция винта позволяет устанавливать лопасти во флюгерное положение с помощью специальной маслопомпы с электроприводом. На установку винта во флюгерное положение на земле затрачивается 25—30 сек.

На моторе установлен обычный гидроцентробежный регулятор постоянства оборотов, который управляется сектором, расположенным рядом с секторами нормального газа.

Моторные установки. Каждый мотор подвешен на подмоторной раме в четырех точках. Рама представляет собой две балки из алюминиевого сплава двутаврового сечения. В середине каждой балки имеется проушина, к которой крепится подкос, идущий к нижнему узлу крепления моторамы на переднем лонжероне крыла. Два остальные узла крепления моторамы находятся на концах двутавровых балок рамы и присоединяются к верхней полке переднего лонжерона крыла. Узлы крепления представляют собой шаровые шарниры. Узлы для подвески мотора на мотораму имеют амортизаторы, поглощающие вибрацию мотора.

При установке мотора на самолет его сначала ставят на мотораме, а затем вместе с нею монтируют на самолете. Капоты моторной установки состоят из трех частей и крепятся к каркасу замками типа «Дзус». Всасывающий патрубок находится в правой верхней части мотора и имеет вид трубы, которая проходит под капотом мотора от заборника к нагнетателю. На входе всасывающий патрубок имеет противопыльный фильтр и предохранительную сетку.

Выхлопные патрубки с пламягасителями установлены на каждый цилиндр отдельно.

Система охлаждения моторов закрытого типа, отрегулирована на абсолютное давление 1,5 *ат* и допускает эксплоатацию моторов на незамерзающей смеси. Заправлять систему можно либо снизу под давлением через специальные штуцеры с обратными клапанами, либо через горловину расширительного бачка. Заправочные штуцеры, один из которых установлен на радиаторе, а другой — на водяной помпе мотора, служат одновременно сливными точками.

Водорадиатор трубчато-пластинчатой конструкции, расположен снизу, позади мотора. Опуская и поднимая радиатор вместе с его туннелем, регулируют температуру воды. При этом задняя заслонка (совок), связанная с механизмом подъема и опускания радиатора, соответственно открывается или закрывается.

Механизм подъема и опускания радиатора приводится в действие двумя гидроцилиндрами. Гидравлическое управление радиаторами удобно в эксплоатации.

Данные радиатора

Охлаждающая поверхность	45,15 $м^2$
Фронт	0,368 „
Глубина	0,175 *м*
Глубина туннеля до радиатора	0,25 „

При полностью выпущенном радиаторе
площадь сечения входа . . . . 0,3 $м^2$
площадь сечения выхода. . . . . 0,325 $м^2$
При полностью убранном радиаторе:
площадь сечения входа . . . . 0,140 $м^2$
площадь сечения выхода . . . . 0,2 $м^2$

В убранном положении радиаторы защищены сзади бронеплитами.

Маслосистема. Моторы питаются маслом из отдельных маслобаков, расположенных в центроплане впереди расходных бензобаков. Емкость каждого маслобака 95 *л*. Вместе с резервным маслобаком, установленным в фюзеляже, общая емкость маслосистемы составляет 295 *л*.

Через шесть часов полета основные маслобаки пополняются из резервного путем перекачивания масла ручным альвейером, находящимся в фюзеляже около двери в переднюю кабину. Здесь же находится кран переключения резервного бака на правый или левый основной бак для перекачки масла. Все маслобаки выполнены из фибры и протектированы. Каждый маслобак имеет заливную горловину диаметром 50 *мм* и помещенную с ней рядом мерную линейку.

Маслорадиаторы установлены сверху моторов. Конструкция радиатора — сотовая. Поверхность охлаждения 4,7 $м^2$, фронт 0,055 $м^2$, глубина 250 *мм*, диаметр трубки 6 *мм*. Количество воздуха, проходящего через радиатор, регулируется заслонкой, находящейся в выходной части туннеля маслорадиатора. Управление открытием заслонки жесткое. Заслонка, а также верхняя часть туннеля маслорадиатора бронированы. На маслорадиаторе имеется редукционный клапан для перепуска масла. Маслосистема каждого мотора имеет кран для разжижения смазки бензином. Краны открываются при работающих моторах на 2—4 *мин*. При открытых кранах разжижения лючки кранов невозможно закрыть. Такое устройство исключает возможность выпуска самолета в полет с открытыми кранами разжижения. Рычаг гребенки фильтра Куно соединен с механизмом управления водорадиатором. При движении водорадиатора происходит очистка фильтра.

Бензосистема состоит из пяти баков общей емкостью 4285 *л* (см. табл. 9).

Таблица 9

Наименование баков	Количество	Емкость одного бака, *л*	Общая емкость *л*	Количество аварийно сливаемого горючего *л*	Время аварийного слива, *мин*	Место расположения баков	Диаметр заливной горловины *мм*
Расходные	2	700	1400	Аварийного слива нет	—	В центроплане . . .	50
Консольные . . .	2	1025	2050	2050	2	В консолях крыла .	50
Фюзеляжный . . .	1	835	835	835	1	В фюзеляже	50

Расходные бензобаки емкостью 700 *л* находятся в центроплане — по одному на мотор. Если в полете запас бензина в баке уменьшился до 200 *л*, то загорается сигнальная лампочка, расположенная на панели указателей бензиномеров. При этом необходимо начать перекачку горючего из какого-либо бензобака в этот расходный бензобак. Перекачивается горючее специальной электробензопомпой или ручной помпой. Горючее из каждого расходного бензобака поступает к соответствую-

щему мотору по двум бензомагистралям с обратными клапанами и пожарными кранами. При включении высотных бензопомп подкачки топливо подается к мотору только через одну из этих магистралей.

Помпы подкачки обоих моторов (для запуска) имеют механический привод из кабины пилота. Кроме того, имеются электропомпы для создания давления в бензосистеме при запуске мотора. Эти же помпы служат для создания давления в системе при сливе горючего через бензофильтры. Дренаж каждого бака отдельный. Расход горючего контролируется бензиновыми расходомерами, помещенными на приборной доске. Аварийный слив из баков осуществляется под давлением, создаваемым углекислым газом из индивидуальных баллонов. Инертным газом бензобаки не заполняются.

Система запуска. Мотор запускается электроинерционным стартером. Кроме того, имеется ручной привод стартера посредством рукоятки, вставляемой с левой стороны мотора, у плоскости самолета. Два заливных бачка расположены внутри расходных баков. Заправляются они через заливные горловины, расположенные рядом с заливными горловинами расходных бензобаков. Шприцы для заливки установлены на полу кабины, слева от сиденья пилота. Пусковая катушка включается одновременно с инерционным стартером.

Судя по надписям на капоте и по специальным штуцерам, на самолете предусмотрен также запуск моторов на ацетилене.

Винтомоторная группа самолета достаточно проста и надежна в эксплоатации. Моторы имеют хорошие подходы к агрегатам, требующим периодического осмотра или замены. На замену всего мотора с подмоторной рамой и смонтированными на ней агрегатами при работе двух человек требуется 4—5 часов; на полное раскапочивание и закапочивание мотора требуется для двух человек 6—8 мин. Масло из баков при замене мотора сливать не нужно, так как в магистралях установлены обратные клапаны. Благодаря двум питающим бензомагистралям с пожарными кранами повышается живучесть самолета, так как в случае повреждения одной линии питание мотора может поступать по другой магистрали.

Система охлаждения имеет узкие трубопроводы, вследствие чего эксплоатация ее в условиях низких температур наружного воздуха будет затруднена. В холодную погоду (—5° С и ниже) запуск моторов труден, — перед запуском необходим прогрев насосного агрегата и блоков цилиндров. Применение в качестве охлаждающей жидкости антифриза, разжижение смазки и ацетилена для холодного запуска облегчают эксплоатацию ВМГ зимой.

Перекачивать горючее может только летчик, что создает ему дополнительную нагрузку.

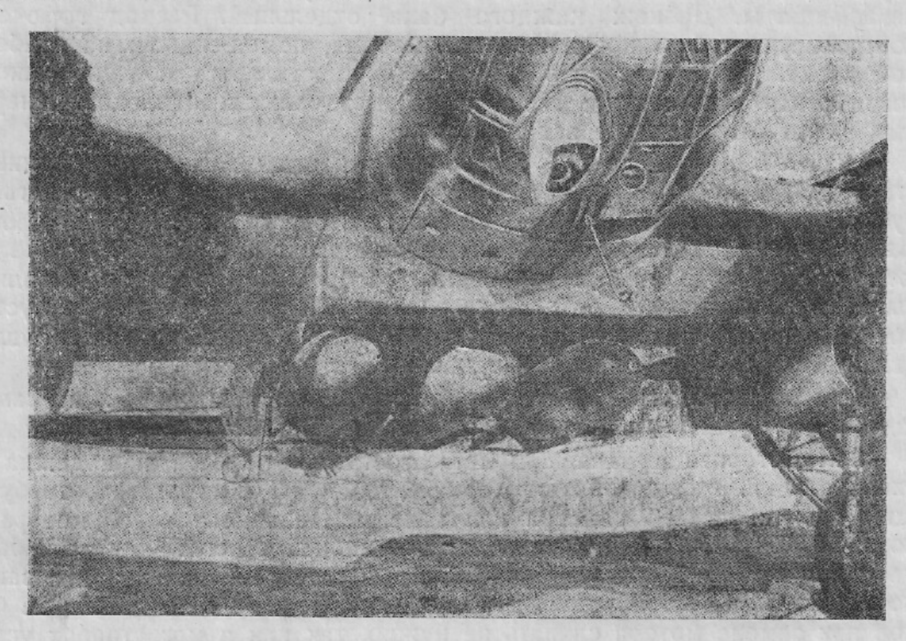
Наличие автомата переключения скоростей нагнетателя, аварийного слива горючего, флюгерных винтов, аварийного выдавливания горючего из баков углекислым газом, бензиновых расходомеров и табличек на борту самолета, с указанием режимов работы моторов и основных правил обслуживания, упрощают и облегчают эксплоатацию самолета.

Вооружение самолета

Бомбардировочное вооружение самолета Хейнкель-111 Н-11 значительно отличается от бомбардировочного вооружения всех его предыдущих модификаций.

На серии Н-11 бомбардировочные установки сделаны только для наружной подвески бомб (фиг. 48), для чего под фюзеляжем установ-

лены пять держателей под замки для бомб крупного калибра. Держатели с замками закрыты общим обтекателем, из которого выдаются лишь ухваты крепления бомб. В переднем ряду размещены три замка для бомб калибра до 1800 *кг*, во втором ряду ближе к гондоле — два замка для бомб до 500 *кг*. Ухваты крепления бомб легкосъемные и при подвеске бомб свыше 500 *кг* должны быть переставлены в имеющиеся дополнительные гнезда.



Фиг. 48. Подвеска бомб 500 *кг* на самолете Хе-111 Н-11.
а—крюк для амортизатора, применяющегося при взлете с перегрузкой.

Основные варианты бомбовой нагрузки самолета.

1. Пять бомб калибра 250 *кг* на передних и задних замках бомбодержателей.
2. Три бомбы калибра 500 *кг* на трех передних замках или на двух задних и на одном переднем среднем замке.

Кроме указанных калибров бомб, на передние замки могут быть подвешены бомбы 1000, 1400 и 1800 *кг*, однако увеличение бомбовой нагрузки свыше 1500 *кг* может быть произведено только за счет уменьшения запаса горючего или применения дополнительной тяги на взлете от специального приспособления. Максимальная бомбовая нагрузка самолета составляет 3000 *кг*.

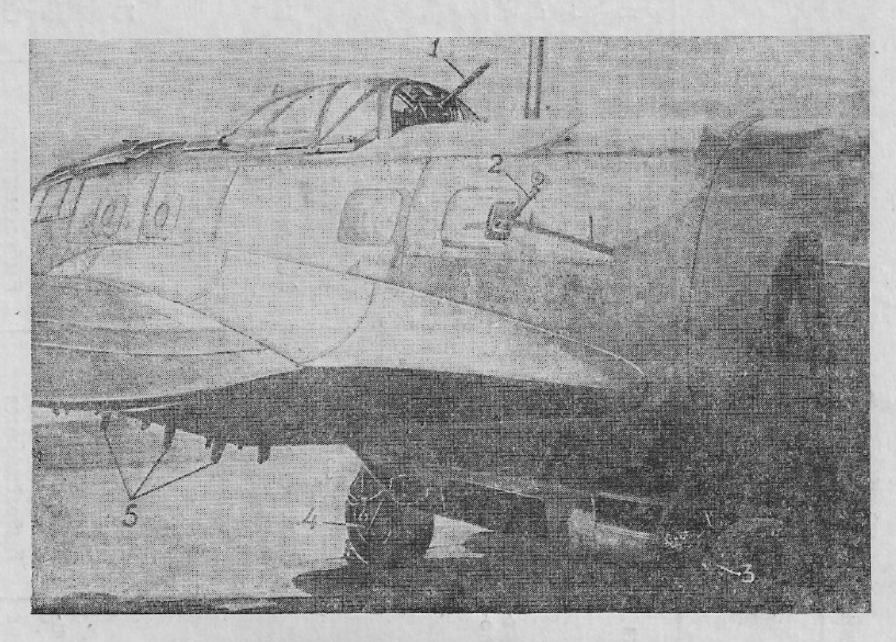
Для прицельного бомбометания с горизонтального полета на самолете установлен синхронный бомбардировочный прицел «Лотфе» 7Д-1. Вес прицела 26,5 *кг*. Прицел рассчитан на синхронное бомбометание с высот от 850 до 10 000 *м* и для скоростей полета от 150 до 600 *км/час*.

Угол прицеливания отрабатывается автоматически. Сбрасываются бомбы также автоматически — при появлении цели под углом прицеливания.

Доворот прицела на угол сноса может производиться как от руки, так и от электромотора. Одновременно с включением электромотора включается и автомат курса.

Прицел имеет гироскопическую вертикаль и обеспечивает поправку на серию и строй.

Сбрасываться бомбы могут как от электросбрасывателя РАБ-14, так и аварийно. Электросбрасыватель рассчитан на 24 импульса для скоростей самолета от 100 до 500 *км/час* и допускает одиночное или серийное сбрасывание бомб по одной. Залповое бомбометание от электросбрасывателя не предусмотрено. Интервалы серии линейные и могут быть установлены в зависимости от скорости самолета.



Фиг. 49. Стрелковые установки самолета Хе-111 Н-11.
1—MG-131, *2*—MG-15, *3*—MG-81, *4*—MG-15, *5*—ухваты бомбодержателей.

При путевой скорости 100 *км/час* линейные интервалы можно установить от 3 до 70 *м* и соответственно при скорости 500 *км/час* — от 15 до 350 *м*.

Сбрасывать бомбы может как летчик, так и штурман. Летчик сбрасывает бомбы нажатием кнопки, установленной на ручке управления самолетом. Аварийный механический сбрасыватель, установленный в передней кабине, также допускает сбрасывание бомб как летчиком, так и штурманом.

Стрелково-пушечное вооружение (фиг. 49, 50 и 51) самолета Хейнкель-111 Н-11 состоит из одной пушки MG-FF системы «Эрликон» калибра 20 *мм*, верхней задней карданной установки с пулеметом MG-131 калибра 13 *мм*, двух бортовых пулеметов MG-15 калибра 7,92 *мм*, нижней спарки пулеметов MG-81 калибра 7,92 *мм* для стрельбы назад и нижнего пулемета MG-15 калибра 7,92 *мм* для стрельбы вперед.

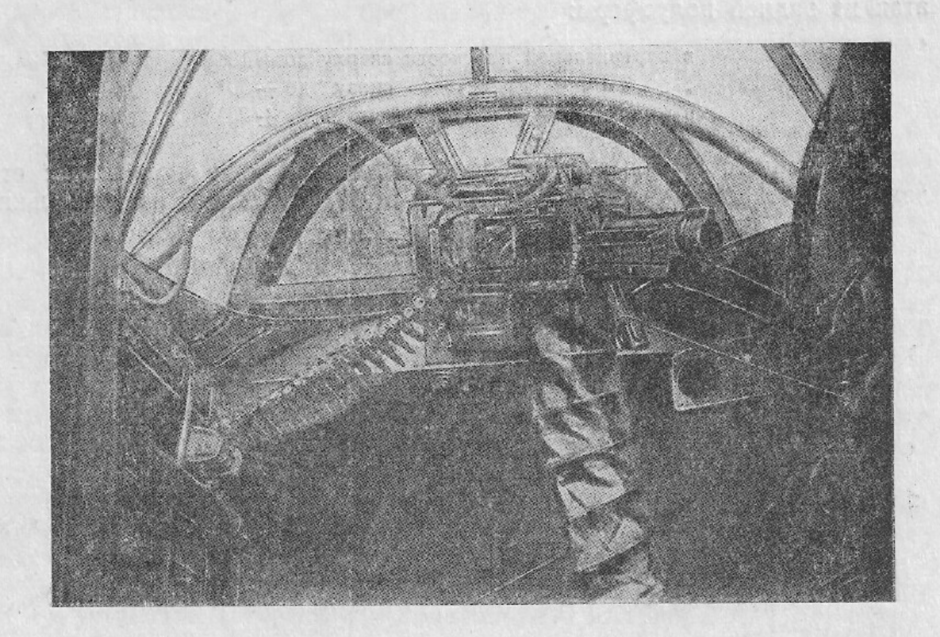
Особенность вооружения самолета Хейнкель-111 Н-11 заключается в том, что все установки имеют узкие секторы обстрела, почти не создающие перекрытия огня. При этом основное внимание в системе огневой защиты уделено задней полусфере.

В передней полусфере имеется большая необстреливаемая зона, особенно широкая в верхней его части. В то же время бронезащиты от атак спереди с пикирования ни один из членов экипажа не имеет.

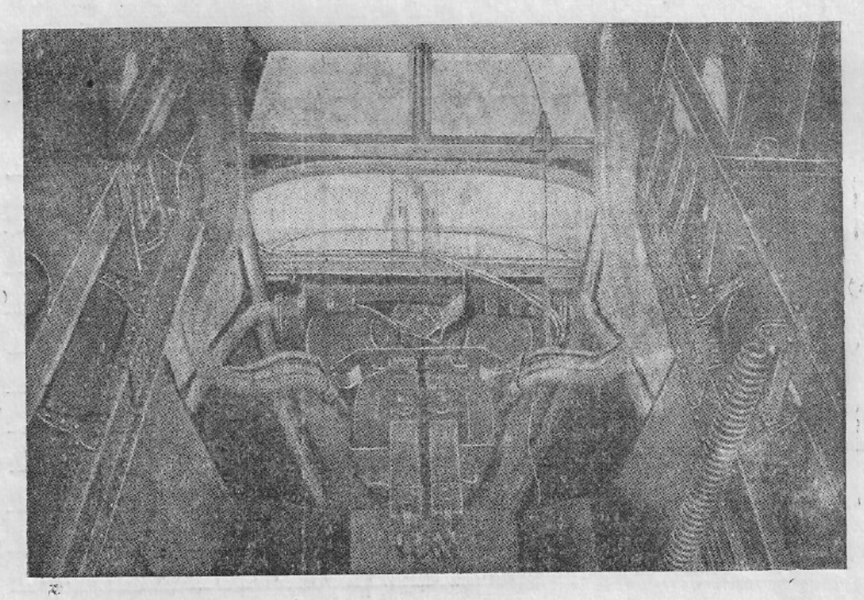
Таблица 10

Основные данные установок

Данные \ Тип оружия	Пушка MG-FF (Эрликон) калибра 20 *мм*	Пулемет MG-131 калибра 13 *мм*	Два пулемета MG-81 калибра 7,92 *мм*	Пулемет MG-15 калибра 7,92 *мм*	Два пулемета MG-15 калибра 7,92 *мм*
Где установлено	В носке фюзеляжа	Сверху фюзеляжа	В задней части гондолы	В передней части гондолы	В бортовых окнах фюзеляжа
Тип установки	Вертикальная линзовая	Карданная	Карданная	Карданная	Шкворневая
Кто обслуживает	Штурман	Стрелок-радист	Нижний стрелок	Нижний стрелок	Бортовые стрелки
Назначение	Для обстрела нижней части передней полусферы	Для обстрела верхней части задней полусферы	Для обстрела нижней части задней полусферы	Для обстрела нижней части передней полусферы	Для обстрела боковых полусфер
Углы обстрела:					
вверх	0°	+65°	—6°	—2°	+45°
вниз	—40°	+2°	—70°	—80°	—30°
вправо	15°	42°	40°	40°	55°
влево	35°	42°	35°	40°	23°
Питание	Магазинное	Ленточное	Ленточное	Магазинное	Магазинное
Емкость магазина (тип ленты)	15	Разъемная	Разъемная	75	75
Боезапас (снарядов, патронов)	150	1000	2000	450	750
Время непрерывной стрельбы, сек.	17,3	75	60	24,5	20,4
Перезарядка	Электропневматическая	Механическая	Механическая	Механическая	Механическая
Спуск	Электрический	Механический	Механический	Механический	Механический
Прицел	Кольцевой с мушкой	Кольцевой с мушкой	Колиматорный	Кольцевой с мушкой	Кольцевой с мушкой
Куда отводятся гильзы	Выбрасываются наружу	Собираются в ящик	Выбрасываются наружу	Выбрасываются наружу	Собираются в мешки



Фиг. 50. Верхняя карданная установка пулемета MG-131.



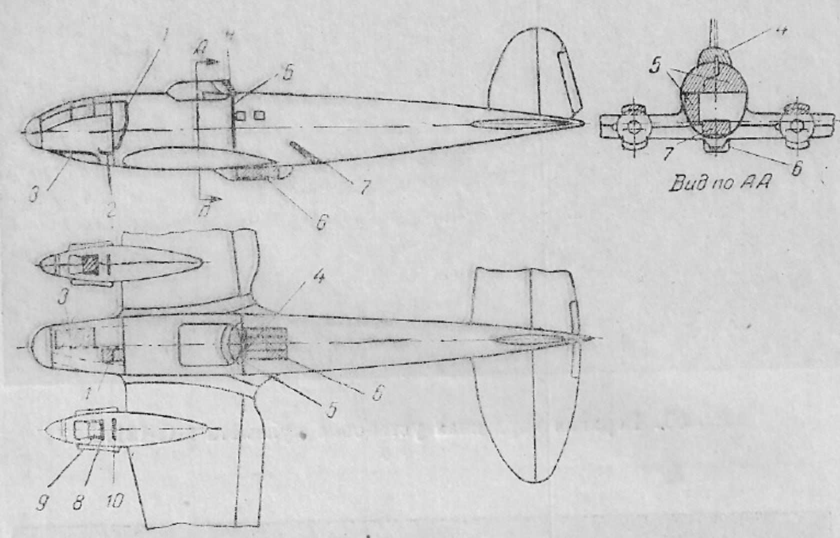
Фиг. 51. Нижняя спарка пулеметов MG-81, установленная в заднем конце подфюзеляжной гондолы.

Бронирование самолета (фиг. 52)

Бронированное сиденье пилота толщиной 10 *мм* защищает его от атак из задней полусферы:

в вертикальной плоскости	сверху	до +15°
„ „ „	снизу	до —30°
в горизонтальной „		до ± 20°

Бронезащита штурмана обеспечивается только в положении его лежа на бронированном полу толщиной 5 *мм*, состоящем из нескольких



Фиг. 52. Схема бронирования самолета Хейнкель-111 Н-11.

Позиция	Деталь	Толщина, *мм*	Площадь, $м^2$	Вес, *кг*
1	Бронеспинка пилота	10	0,50	39,2
2	Сиденье к ней	5,0	0,23	9,1
3	Пол штурмана	5,0	0,20	9,0
4	Бронестекло	50,0	0,20	—
5	Вертикальная плита	8,0	1,33	77,5
6	Пол стрелка	6,0	1,25	58,8
7	Наклонная плита	8,0	0,61	38,4
8	Плита за маслорадиатором	8,0	0,10	7,0
9	Плита над маслорадиатором	5,0	0,40	15,4
10	Плита за водорадиатором	5,0	0,40	15,6

Всего брони 270 *кг*

плит. Эти плиты защищают его от поражения ружейно-пулеметным огнем и осколками снарядов зенитной артиллерии снизу.

Поперечная бронеплита и прозрачная броня стрелка-радиста обеспечивают ему защиту от атак с боков под углами до 20°, снизу до —15° и сверху до +15°.

Голова стрелка-радиста защищена пулестойким стеклом, вмонтированным в каркас колпака, а ноги — нижней дополнительной плитой. Наиболее хорошо защищен от атак из задней полусферы гондольный стрелок. Наклонная плита и бронированная часть гондолы обеспечивают ему защиту в конусе до 60° от продольной оси самолета. Кроме того, частичную броневую защиту от атак сзади имеют на самолете масляные и жидкостные радиаторы моторов.

Общий вес брони на самолете Хейнкель-111 Н-11 составляет 270 *кг*.

Осуществленная на самолете Хейнкель-111 Н-11 схема бронирования не дает полной угловой защиты экипажа, так как рассчитана на защиту от атак только из задней полусферы. Экипаж остается совершенно незащищенным от атак из всей верхней половины передней полусферы и, кроме того, с самолета нельзя отражать атаки спереди сверху и в лоб при помощи огневых точек. Равным образом не защищены от атак из передней полусферы радиаторы и другие уязвимые агрегаты ВМГ (впрыскивающий бензонасос расположен в развале цилиндров). Поэтому при нападении на Хейнкель-111 Н-11 наиболее выгодно в первую очередь выводить из строя летчика или стрелка-радиста. Последнего можно атаковать также с пикирования спереди сверху или сбоку. Для поражения бензобаков надо вести огонь по центроплану в стык его с фюзеляжем и с мотогондолами (фиг. 53).

Модификация Хейнкель-111 Н-6 по сравнению с самолетом Н-11 имеет более слабое оборонительное вооружение.

1. Сверху фюзеляжа вместо карданной установки MG-131 калибра 13 *мм* установлена турель с пулеметом MG-15 калибра 7,92 *мм*, закрытая сдвижным экраном. Этот пулемет имеет круговой обстрел в горизонтальной плоскости, а в вертикальной плоскости — назад от вертикали до горизонта и вперед от вертикали до +30°.

2. Вместо двух спаренных пулеметов MG-81 в задней части гондолы установлен один пулемет MG-15 калибра 7,92 *мм*. Сектор обстрела этого пулемета в вертикальной плоскости назад от 0° до —72°, в горизонтальной плоскости — вправо и влево назад по 40°.

3. В заднем коке фюзеляжа самолета установлен неподвижный пулемет MG-17 калибра 7,92 *мм* с дистанционным управлением огнем от верхнего и нижнего стрелков. Боезапас 500 патронов. Питание ленточное.

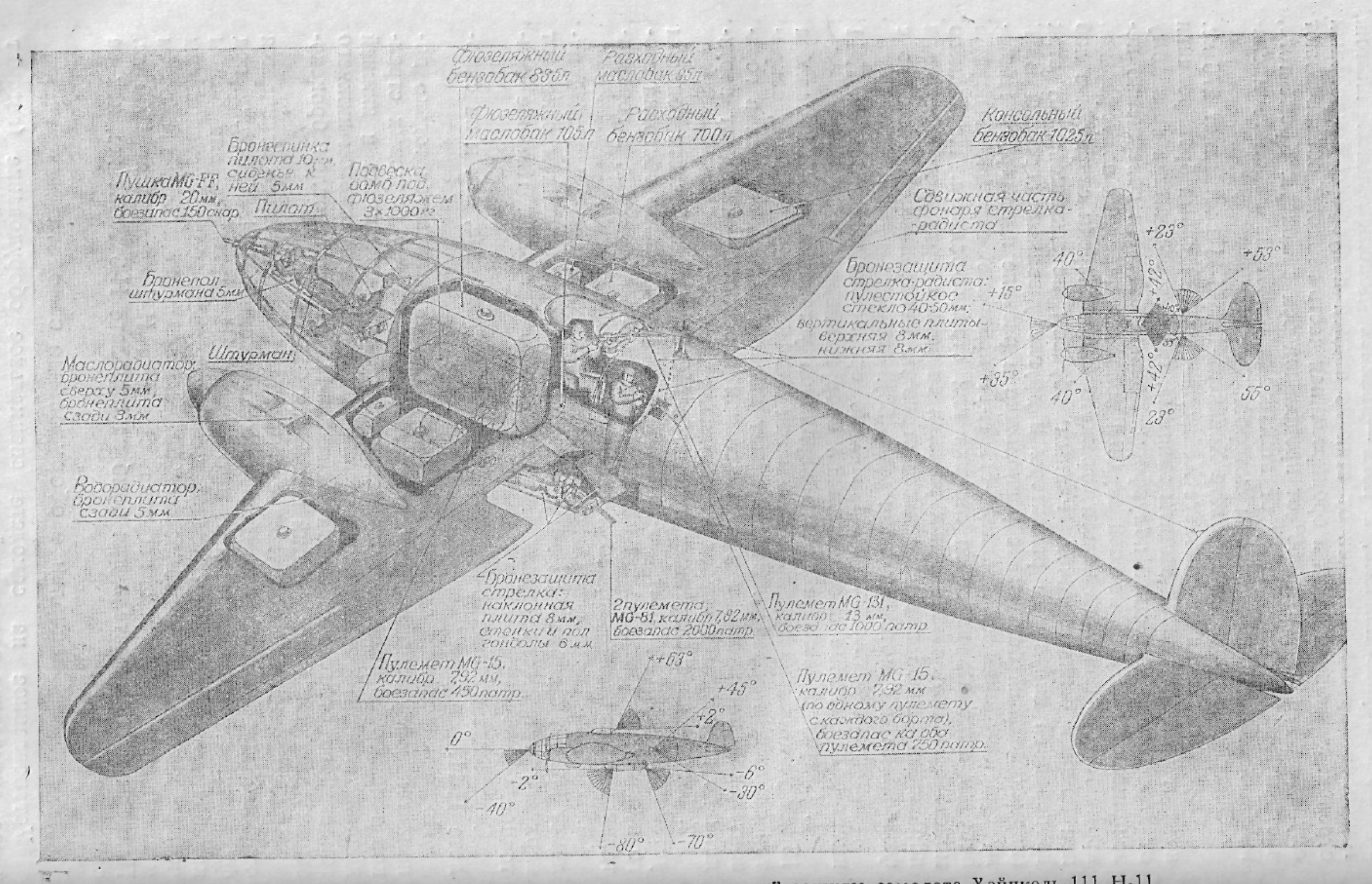
Остальные пулеметно-пушечные установки такие же, как и на самолете Н-11.

По бронированию самолет Хейнкель-111 Н-6 отличается только дополнительной установкой двух трехстворчатых плит у бортовых стрелков толщиной 8 *мм* и отсутствием прозрачного бронещитка и нижней дополнительной бронеплиты у стрелка-радиста. Над пулеметом нижнего гондольного стрелка самолета Хейнкель-111 Н-6 установлен бронекозырек толщиной 8 *мм*. Общий вес брони 315 *кг*.

Бомбардировочное вооружение самолета Н-6 значительно отличается от бомбардировочного вооружения модификации Н-11. Снаружи под фюзеляжем у него имеется только один бомбодержатель для бомбы калибра до 500 *кг*. Внутри фюзеляжа у правого борта установлены четыре кассеты для бомб весом 250 *кг* или менее. Таким образом максимальная бомбовая нагрузка самолета Н-6 составляет 1500 *кг*. Прицелы и сбрасыватели для бомб на самолете Н-6 такие же, как на самолете Н-11.

Специальное оборудование самолета

Установленное на самолете специальное оборудование (автомат курса, аппаратура для слепой посадки, связные радиостанции и радио-



Фиг. 53. Схема уязвимых мест, бронирования и огневой защиты самолета Хейнкель-111 Н-11.

полукомпас) позволяет решать все задачи пилотирования и навигации в любых условиях (фиг. 54).

Самолет Н-6, кроме электрического расходомера бензина, никаких новых приборов, по сравнению с известными уже по самолетам Ю-88 и До-215 выпуска 1939—1940 гг., не имеет. Из навигационной аппаратуры самолет оборудован дистанционным электрическим магнитным компасом «Патин», радиополукомпасом «EZ-2», электрическим автоматом курса «Сименс» и аппаратурой для слепой посадки «Лоренц».

На самолете же серии Н-11 выпуска 2-й половины 1942 г. установлен уже ряд новых приборов:

1) автоматический радиополукомпас «EZ-6» («EZ-2» снят);

2) навигационный электрический высотомер с переключением показаний с 50—100—150 *м* на 500—1000—1500 *м*;

3) малогабаритный электрический указатель поворота;

4) комбинированный электрический авиагоризонт и указатель поворота (как и на Ме-109 Г-2);

5) комбинированный двухстрелочный мановакуумметр;

6) электрическое устройство для запала патронов пулемета MG-131;

7) электрический агрегат для зарядки взрывателей авиабомб.

Совершенно новой является компоновка приборной доски, отличная от компоновки на всех других известных немецких самолетах и обеспечивающая отличный обзор летчику и штурману. Обе половины приборной доски имеют ультрафиолетовое облучение от двух малогабаритных ламп.

Электрооборудование. Для питания электропотребителей на моторах установлены два параллельно работающих генератора «Бош» общей мощностью 4000 *вт* и два 12-вольтовых аккумулятора «Варта», соединенных последовательно, емкостью по 300 *а-ч*. В отличие от генераторов старого типа мощность данного генератора повышена до 2000 *вт* в результате продува коллектора от встречного потока воздуха. При этом вес генератора уменьшен с 11,75 до 10,9 *кг*.

Электрическая сеть самолета экранированная, двухпроводная, 24-вольтовая. Контрольными приборами электроэнергетического узла являются вольтамперметр, шунт которого включен в плюсовую цепь аккумуляторов, и контрольная лампа, указывающая наличие питания в цепи электрифицированных стартеров. Принципиально схема электроэнергетического узла аналогична схемам на самолетах Ю-88 и До-215.

Питанием от источников электрической энергии на самолете обеспечиваются:

а) электроинерционные стартеры и пусковое зажигание;

б) измерительные приборы: термометры воды и масла, бензиномеры, сигнализаторы уровня горючего, термометр наружного воздуха;

в) внутренние светотехнические средства: кабинные лампы, плафоны, переносные лампы;

г) наружные светотехнические средства: посадочная фара, бортовые и хвостовые АНО, опознавательный огонь;

д) электрический указатель поворота;

е) электрический авиагоризонт;

ж) электрический автомат курса «Сименс»;

з) электрический дистанционный магнитный компас «Патин»;

и) сигнализация шасси;

к) электромоторы бензопомп (главная помпа и две помпы на моторах);

л) электрическое устройство обогащения смеси горючего (два соленоида);

м) электрифицированное вооружение: ЭСБР, электромагнитные спуски бомбодержателей, электромагниты спуска и перезарядки пушки и пулемета MG-131, бомбардировочный прицел, электрический преобразователь питания взрывателей бомб, электрический преобразователь питания взрывателей капсюлей патронов пулемета MG-131;

н) электромоторы помп для установки винтов во флюгерное положение;

о) блинкерная сигнализация;

п) аппаратура слепой посадки «Лоренц»;

р) радиостанции ФУГ-10 и ФУГ-16;

с) радиополукомпас «EZ-6»;

т) электрический точный высотомер.

Средства связи на самолете Хейнкель-111 Н-11 размещаются в отсеке стрелка-радиста на левом борту.

На самолете Хейнкель-111 Н-11, кроме радиостанции ФУГ-10, установлена ультракоротковолновая радиостанция ФУГ-16, предназначенная для связи между самолетами-бомбардировщиками, радиополукомпас «EZ-6» и аппаратура слепой посадки «Лоренц».

Кислородное оборудование. В передней кабине установлены кислородные приборы для штурмана и летчика. Кроме того, на бронеспинке летчика установлен прибор для беседующего члена экипажа из других кабин. В задней кабине размещены три прибора: для стрелка-радиста и двух стрелков. Всего на самолете установлено шесть кислородных приборов и 30 двухлитровых кислородных баллонов, рассчитанных на давление 150 *ат*. При полной зарядке кислородных баллонов запаса кислорода хватает для пребывания экипажа на высоте в течение 5 час.

Таким образом специальное оборудование самолета полностью отвечает требованиям, предъявляемым к оборудованию современного бомбардировщика. Установлен ряд новых приборов. Интересен электрический расходомер, учитывающий расход горючего в *л/час* в зависимости от оборотов и наддува мотора.

Источники электроэнергии полностью обеспечивают питание всех токоприемников на самолете при любых условиях нагрузки.

Летно-тактические данные самолета

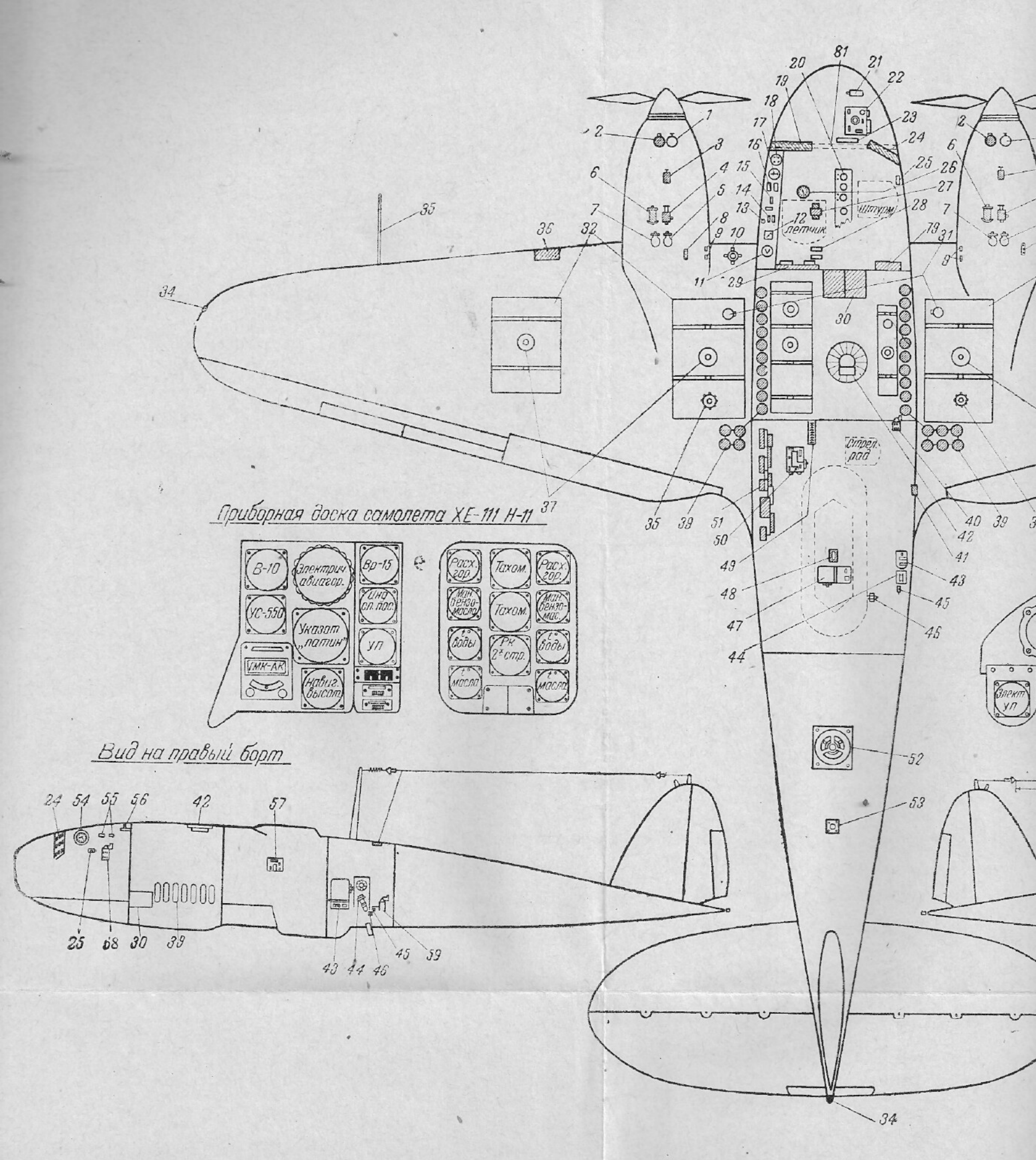
При испытании в НИИ ВВС Красной Армии самолета Хейнкель-111 Н-11 с моторами ЮМО-211 F-1 получены следующие летные данные:

1. Максимальная скорость горизонтального полета при работе моторов на 30-минутном номинале ($n = 2400$ об/мин., $P_a = 1{,}25$ *ат*):

а) у земли		330 *км/час*
б) на 1-й границе высотности	Н = 2500 *м*	374 *км/час*
в) на 2-й границе высотности	Н = 5700 *м*	400 *км/час*
г) время набора высоты 5000 *м*		20 мин.
д) практический потолок		8750 *м*
е) время набора практического потолка		57 мин.
ж) время виража при крене 55—60°		48—49 сек.

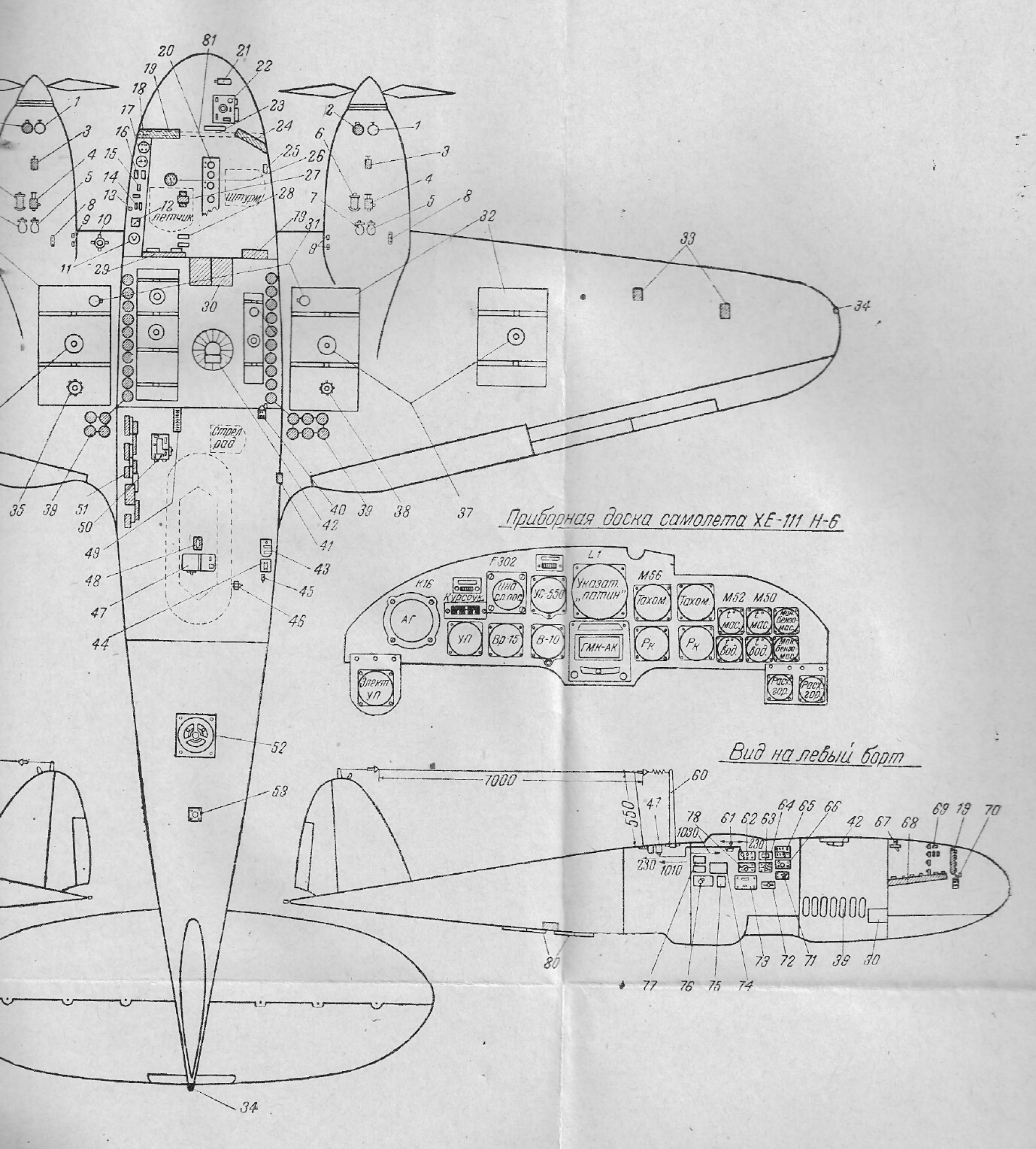
Летные характеристики снимались при выпущенном на половину своего хода водорадиаторе и стрелковом оружии, установленном в походном положении, без бомб.

Полетный вес самолета при испытании был 11 500 *кг*. При полной заправке горючим, но без бомб, полетный вес самолета составляет 12 270 *кг*. Самолет с полным запасом горючего 3000 *кг* может взять



Фиг. 54. Схема размещения основных агрегатов специального оборудования

1—реле обогащения смеси; 2—датчик расходомера горючего; 3—электромотор помпы установки винта во флюгерное положение (фирма Бош); 4—электростартер (фирмы Бош); 5—динамо расходомера; 6—генератор W=2000 *вт*, V=70 *а* (фирмы Бош); 7—динамо тахометра; 8—штепсельные разъемы, 9—реле электромотора ВИШ; 10—главная бензопомпа; 11—вольтамперметр; 12—выключатель аэродромного питания (фирмы Сименс); 13—аварийная кнопка аккумулятора (фирмы Сименс); 14—выключатели стартеров (фирмы Сименс); 15—выключатели главной бензопомпы и реле обогащения смеси (фирмы Сименс); 16—аварийное расцепление АК (фирмы Сименс); 17—выключатель автомата курса (фирмы Сименс); 18—щиток сигнализации шасси; 19—приборная доска (пилотажная); 20—щиток с измерительными приборами; 21—щиток управления стрельбой из пушки; 22—прицел (фирмы Лётфе 7); 23—электробомбосбрасыватель (фирмы Роб); 24—приборная доска (моторная); 25—абонентский аппарат штурмана; 26—магнитный компас (фирмы Людольф); 27—умформер авиагоризонта; 28—сетевые фильтры фирмы Бош; 29—центральный распределительный щит с регуляторными коробками; 30—аккумулятор батареи 30 *а-ч* (фирмы „Варта“); 31—бензопомпа; 32—бензобаки; 33—места установки приборов к навигационному высотомеру; 34—АНО; 35—трубка Пито; 36—фара W=200, ⌀=200 *мм* (фирмы Цейс); 37—бензиномеры; 38—сигнализаторы уровня горючего; 39—кислородные баллоны; 40—кислородный прибор стрелка-радиста (фирмы Дрегер);
41—штепсельный разъем к
42—рамка радиополукомпас
фидер выпуска антенны;
45—абонентский аппарат стр
кислородом; 47—антенный ф
ходной изолятор; 49—электр
левая машина автомата курс
установки; 52—матка дистан
тин); 53—место установки к
томера; 54—индикатор маг
компаса фирмы Патин;
56—кислородный вентилятор
для взрывателей патронов
58 — кислородный прибор ш



…ния основных агрегатов специального оборудования самолета Хе-111 Н-11.

[illegible]—щиток с измерительными [illegible] стрельбой из пушки; [illegible]; 23—электробомбосбрасыва-[illegible] доска (моторная); 25—або-[illegible]; 26—[illegible] компас (фирмы [illegible]; 28—сетевые филь-[illegible] распределительный щит [illegible]; [illegible] батарей [illegible]; 32—бензобаки; [illegible] высото-[illegible] W=200, [illegible] баллоны; [illegible] (фирмы Дрегер); 41—штепсельный разъем к навигационному высотомеру; 42—рамка радиополукомпаса (фирмы EZ-6); 43—антенный фидер выпуска антенны; 44—лебедка выпуска антенны; 45—абонентский аппарат стрелка; 46—штуцер для зарядки кислородом; 47—антенный фидер жесткой антенны; 48—проходной изолятор; 49—электрощиток стрелка-радиста; 50—рулевая машина автомата курса (фирмы Сименс); 51—радиоустановки; 52—матка дистанционного компаса (фирмы Патин); 53—место установки комплекта навигационного высотомера; 54—индикатор магнитного компаса и радиополукомпаса фирмы Патин; 55—выключатели бензопомп; 56—кислородный вентилятор штурмана; 57—мотор-генератор для взрывателей патронов стрелковой установки MG-131; 58 — кислородный прибор штурмана; 59—кислородный прибор стрелка; 60—мачта антенны; 61—телеграфный ключ РС; 62—коротковолновый приемник фирмы (ФУГ-10); 63—длинноволновый передатчик; 64—место для установки приемника EZ-6; 65—пульт управления РС (фирмы ФУГ-10); 66—пульт настройки антенны; 67—кислородный вентилятор летчика; 68—левый пульт летчика; 69—выключатели-автоматы; 70—кислородный прибор летчика; 71—умформер приемников; 72—усилитель СПУ; 73—умформер-передатчик; 74—место установки средств слепой посадки; 75—умформер слепой посадки; 76—77—радиостанция фирмы ФУГ-16; 78—коротковолновый передатчик фирмы ФУГ-10; 79—преобразователь для зарядки взрывателей запалов бомб; 80—дипольное устройство; 81—приборная доска модификации Хе-111 Н-6.

Зак. 5048

груз бомб не больше 1500 *кг*. Нагрузка при этом будет распределяться следующим образом:

Вес пустого самолета	8550 *кг*
Вес горючего	3000 *кг*
Вес масла	150 *кг*
Вес вооружения	210 *кг*
Вес бомб	1500 *кг*
Вес экипажа	360 *кг*
Полетный вес	13770 *кг*

Взлетно-посадочные свойства

(при полетном весе 11000 *кг*)

Данные	Величина	Примечание
Длина разбега при взлете со щитками, открытыми на угол 15° (n=2600 об/мин., p_k=1,45 *ат*), *м*	560	Данные приведены к стандартной атмосфере и безветрию
Время разбега, *сек.*	21	
Скорость отрыва, *км/час*	157	Взлеты и посадки производились на бетонированной дорожке
Длина взлетной дистанции до набора высоты $H = 25$ *м*, в *м*	1200	
Длина пробега при посадке со щитками, открытыми на 60°, *м*	495	
Время пробега, *сек.*	24	
Посадочная скорость, *км/час*	133	
Длина посадочной дистанции с пролета над препятствием $H = 25$ *м*, в *м*	1150	

Таблица 11

Дальность полета (по фирменным данным)

Высота *м*	p_k *ат*	Обороты об/мин.	Расход топлива *л/час*	V истин. (0,9 V_{max}) *км/час*	При запасе бензина 2180 *л*: дальность *км*	При запасе бензина 2180 *л*: продолжительность час-мин.	При запасе бензина 3280 *л*: дальность *км*	При запасе бензина 3280 *л*: продолжительность час-мин.
0	1,15	2250	585	300	1065	3—20	1675	5—15
2000	1,15	2250	625	330	1065	3—20	1685	5—00
5000	1,15	2250	615	345	1090	3—20	1755	5—05

Величины дальности приведены с учетом остатка резерва горючего на 15—20 мин. полета.

По табличке дальности, найденной на самолете, можно подсчитать, что максимальная дальность самолета при запасе горючего 4285 *л* составляет 2300 *км* при скорости $v = 345$ *км/час* $= 0{,}9\ V_{max}$ на высоте $H = 5$ *км*.

Самолет Хейнкель-111 Н-11 как дальний ночной бомбардировщик обладает хорошими качествами пилотирования и доступен летчику

средней квалификации. Кабина просторна и удобна. Управление всеми агрегатами легкое и не утомляет пилота.

Самолет на рулежке устойчив и послушен. Амортизация ног шасси мягкая. Тормоза колес работают надежно. Обзор из кабины на рулежке также хороший.

Взлет, набор высоты и горизонтальный полет на самолете выполняются просто. При температуре наружного воздуха —35° и ниже секторы управления газом и винтами замерзают. С изменением скорости горизонтального полета значительно меняется нагрузка на штурвал от руля высоты. Однако триммером самолет балансируется легко.

Виражи на самолете можно выполнять с креном до 50—60° на скорости 280—290 *км/час* по прибору. На виражах самолет зарывается носом и дает значительную нагрузку на рули.

Самолет может лететь на одном моторе без снижения с полетным весом 10 000 *кг*. С полетным весом 11 500 *кг* самолет идет со снижением 1—1,5 *м/сек* на скорости 200 *км/час* по прибору.

При отказе одного из моторов самолет выходит из режима первоначального полета сравнительно медленно. При этом ножным управлением он удерживается довольно легко, а триммером руля направления нагрузка снимается полностью. С одним остановленным мотором (винт поставлен во флюгерное положение) самолет может выполнять мелкие виражи в обе стороны с креном 15—20°.

Продольная, поперечная и путевая устойчивость самолета хорошая. Сбалансированный триммерами самолет идет с брошенным управлением. На планировании со щитками, выпущенными на 60°, самолет устойчив и хорошо реагирует на рули (скорость по прибору 160—170 *км/час*). Посадка на самолете простая, трехточечная. Тенденций к разворотам на пробеге нет. Тормоза работают хорошо, пользоваться ими удобно.

Выводы

1. Старый самолет Хейнкель-111 во время войны был модернизирован. Модернизация заключалась в следующем:

а) установке на него более мощного мотора ЮМО-211 F-1;

б) усилении огневой защиты посредством установки большего числа огневых точек (семи вместо трех) и укрупнении калибра (одна пушка калибра 20 *мм* — вперед и пулемет калибра 13 *мм* вверх — назад вместо пулеметов калибра 7,92 *мм*); наряду с этим взамен магазинного питания применено ленточное (пулеметы MG-81 и MG-131 с разъемными патронными лентами) и простые кольцевые прицелы с мушкой заменены коллиматорными прицелами с автоматическим учетом собственной скорости самолета;

в) установке бронезащиты для экипажа и некоторых агрегатов винтомоторной группы (водорадиаторы и маслорадиаторы);

г) повышении бомбовой нагрузки и увеличении калибра бомб до 1800 *кг* вместо 250 *кг*;

д) установке более современного специального оборудования — радиостанции ФУГ-16, автоматического радиополукомпаса «EZ-6» вместо радиополукомпаса «EZ-2», навигационного электрического высотомера, расходомера бензина и других.

2. Летные данные самолета Хейнкель-111 Н-11 — максимальная горизонтальная скорость, скороподъемность и потолок, несмотря на установку на него мотора ЮМО-211 F-1, являются весьма низкими.

3. Установленное на самолете стрелково-пушечное оружие рассчитано на дневное применение самолета. Однако, ограниченность углов обстрела установок и мелкий калибр большинства стрелковых точек обусловливают невысокую эффективность его огневой защиты.

Таблица 12

Сравнительные летно-тактические данные разных модификаций самолета

Данные	Хе-111 С 31	Хе-111 Е и F	Хе-111 К-5	Хе-111 Н-11
Год выпуска самолета	1937	1938	1939	1942
Тип мотора	DB-600C	Юмо-211А	Юмо-211D	Юмо-211 F-1
Мощность одного мотора, $\frac{л. с.}{м}$	$\frac{850}{4000}$	$\frac{970}{5000}$	$\frac{970}{4900}$	$\frac{1020}{5500}$
Максимальная скорость, *км/час*:				
а) у земли	280	356	355	330
б) на 1-й границе высотности, $\frac{км/час}{м}$	$\frac{365}{4800}$	—	—	$\frac{374}{2500}$
в) на 2-й границе высотности, $\frac{км/час}{м}$	—	$\frac{406}{5000}$	$\frac{415}{5500}$	$\frac{400}{5700}$
Время подъема на высоту, $\frac{мин.}{м}$	$\frac{24,4}{5000}$	$\frac{24}{4000}$	$\frac{22,5}{5000}$	$\frac{20}{5000}$
Практический потолок, *м*	7600	6800	7200	8750
Длина разбега, *м*.	370	460	400	560
Посадочная скорость, *км/час*	—	120	130	133
Дальность полета на скорости, $\frac{км}{км/час}$	—	$\frac{3075}{312}$	$\frac{3250}{340}$	$\frac{2300}{345}$
Полетный вес, *кг*	8150	11700	11170	11500
Вес пустого самолета, *кг*	7550	7186	6840	8550
Емкость бензобаков, *л*	1400	2580	3700	4285
Максимальная бомбовая нагрузка, *кг*	2000	2000	2000	3000
Нормальная бомбовая нагрузка, *кг*	800	1250	1000	1500
Вооружение самолета, число × калибр, *мм*	3×7,92	3×7,92	3×7,92	1×20+1×13+ +5×7,92
Боезапас, число патронов × калибр, *мм*	2915×7,92	3150×7,92	3150×7,92	150×20+1000× ×13+3200×7,92

Продолжение

Данные	Хе-111 С-31	Хе-111 E и F	Хе-111 К-5	Хе-111 Н-11
Углы обстрела:				
а) носовая точка, вертикальная плоскость / горизонтальная плоскость	+12°—40° / +50°—50°	+40°—90° / +50°—50°	+40°—50° / +50°—50°	0°-40° / +35°—15°
тип установки	вертикальная линзовая	вертикальная линзовая	вертикальная линзовая	вертикальная линзовая
б) верхняя фюзеляжная точка, вертикальная плоскость / горизонтальная плоскость	+90°—90° / 356°	+90°—90° / 356°	+90°-90° / 356°	+2°+63° / +42°—42°
тип установки	карданная открытая	карданная экранированная	карданная экранированная	карданная экранированная
в) подфюзеляжная точка, вертикальная плоскость / горизонтальная плоскость	—10°—110° / +120°—120°	+5°—95° / +56°—56°	+5°—95° / +56°—56°	—6°—70° / +35°—40°
тип установки	шкворневая в выдвижной башне, открытая	наклонная линзовая	наклонная линзовая	карданная экранированная
г) передняя подфюзеляжная точка, вертикальная плоскость / горизонтальная плоскость	нет	нет	нет	—2°—80° / +40°—40°
тип установки	—	—	—	карданная экранированная
д) бортовые точки, вертикальная плоскость / горизонтальная плоскость	нет	нет	нет	+45°—30° / +55°—23°
тип установки	—	—	—	шкворневые
Источник сведений	по испытаниям НИИ ВВС 1938 г.	по трофейным фирменным материалам	по фирменным данным 1939 г.	по испытаниям НИИ ВВС 1943 г.

Примечание. Углы отсчитываются от перпендикуляров к осям самолета.

4. Тихоходность самолета Хейнкель-111 Н-11 и его моторы жидкостного охлаждения облегчают истребителям борьбу с ним и его уничтожение.

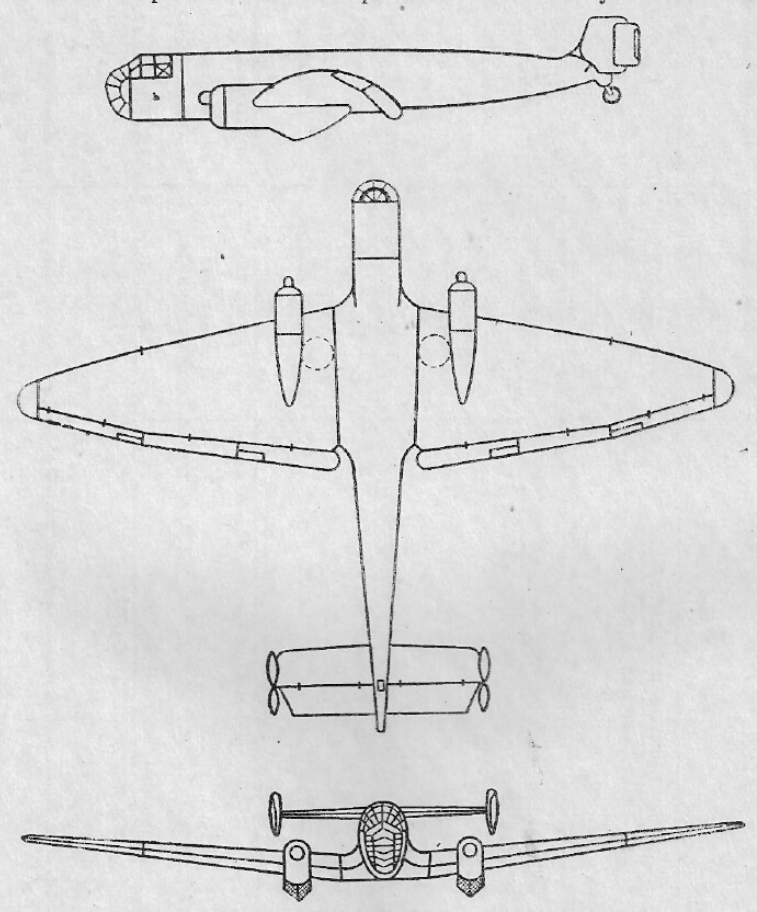
5. Наличие на самолете специального приспособления (крюк для амортизатора) для облегчения взлета самолета с полной нагрузкой свидетельствует о том, что взлет без вспомогательных средств невозможен.

6. Легкость управления и устойчивость самолета, хорошие взлетно-посадочные свойства, а также отличный обзор и обеспеченность необходимым аэронавигационным и радионавигационным оборудованием — все это обусловило сохранение самолета Хейнкель Хе-111 на вооружении, в особенности в качестве ночного бомбардировщика.

Известно также, что самолет Хе-111 применяется немцами для буксировки планеров, для чего в хвосте на нем установлен замок.

Юнкерс Ю-86П

Высотный самолет Ю-86П[1] (фиг. 55) представляет собой двухмоторный цельнометаллический моноплан с низкорасположенным крылом и разнесенным вертикальным оперением. На нем установлены шести-



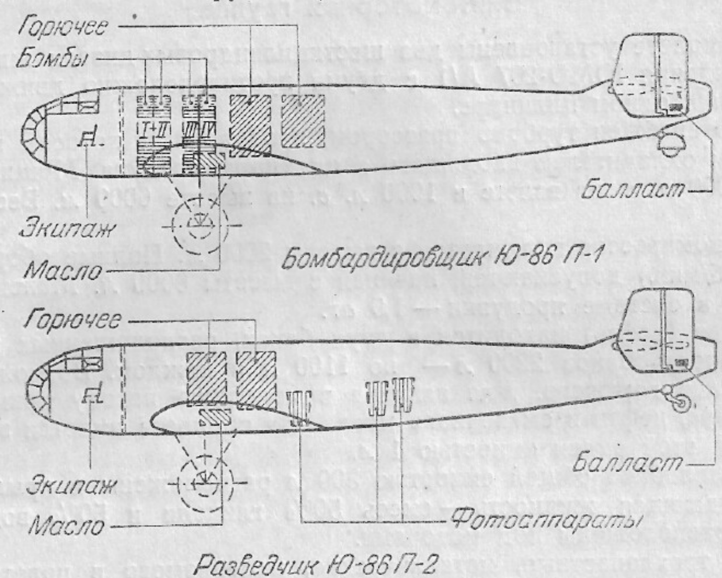
Фиг. 55. Общий вид самолета Ю-86П.

цилиндровые дизели ЮМО-207 А-1 с турбокомпрессорами. Экипаж (два человека) помещается в герметической кабине. Стрелкового вооружения и бронирования самолет Ю-86П не имеет.

---

[1] В печати встречается также другое обозначение этого самолета—Ю-286.

Имеется два варианта этого самолета: высотный бомбардировщик Ю-86 П-1, поднимающий до 1000 *кг* бомб, и высотный разведчик Ю-86 П-2, имеющий в фюзеляже три фотоаппарата с дистанционным управлением (см. схему на фиг. 56). Возможно также комбинированное применение: уменьшенная бомбовая нагрузка и меньший объем фотооборудования. По конструкции указанные варианты аналогичны.



Фиг. 56. Схема размещения нагрузки на самолете Ю-86П.

Краткое описание конструкции

Крыло состоит из трех частей: небольшого центроплана, составляющего одно целое с фюзеляжем, и отъемных консолей, которые соединяются с центропланом посредством шаровых узлов типа Юнкерс. Разъем крыла сделан между фюзеляжем и моторными гондолами, так что моторы крепятся к консолям.

Крыло имеет три лонжерона с трубчатыми поясами, ферменные нервюры и гладкую работающую обшивку.

Закрылки и элероны подвесные. Они образуют задний профиль «двойного крыла» типа Юнкерс. Закрылки имеют несколько положений: нормальное полетное, взлетное, положение подъема и посадочное положение. При опускании закрылков элероны зависают. Элероны разрезные (две части на каждой консоли).

Фюзеляж — дуралюминовый монокок овального сечения. Каркас состоит из четырех лонжеронов открытого профиля, шпангоутов и стрингеров. Обшивка гладкая.

Хвостовое оперение — цельнодуралюминовое. Стабилизатор регулируемый, подкосный, установлен на кабанчике. Вертикальное оперение разнесенное. Рули снабжены триммерами и имеют весовую компенсацию. Оперение имеет «двойной» профиль, т. е. стабилизатор (а также киль) имеет отдельный законченный профиль с тонкой хвостовой частью, а за ним следует руль.

Шасси крепится к центроплану; убирается оно от середины самолета в стороны, так что колеса укладываются в консоли. Для уборки шасси передвигают верхний конец амортизационной стойки. Привод электрический; кроме того, имеется механизм аварийного ручного вы-

пуска. В убранном положении шасси полностью закрывается щитками. Амортизация масляная.

Колеса с гидравлическими тормозами и пневматиками низкого давления. Костыльное колесо — ориентирующееся, возможен поворот на 360°; имеет центрирующее устройство.

Винтомоторная группа

На самолете установлены два шестицилиндровых дизеля жидкостного охлаждения ЮМО-207 А/1 с двумя противоположно движущимися поршнями в одном цилиндре.

Мотор снабжен турбокомпрессором, продувочным насосом и промежуточным охладителем входящего в цилиндры воздуха. Мощность мотора — 1000 *л. с.* на взлете и 1000 *л. с.* на высоте 6000 *м.* Вес мотора 1500 *кг.*

Турбокомпрессор включается с высоты 2000 *м.* Полные обороты его (18 000 об/мин.) допускаются, начиная с высоты 6000 *м.* Максимальное давление в системе продувки — 1,9 *ат.*

Горючее (нефть) находится в двух баках, расположенных в фюзеляже. Емкость баков 2200 *л* — по 1100 *л* в каждом. Возможен аварийный слив горючего. Для запуска в холодную погоду применяется смесь эфира, нефти и смазочного масла. На самолете имеется заливной бачок для этой смеси емкостью 1 *л.*

Два маслобака общей емкостью 300 *л* расположены в крыле.

Охлаждающая жидкость — смесь 50% гликоля и 50% воды. Радиаторы расположены под моторами.

Винты трехлопастные, металлические, изменяемого в полете шага. Регулировка шага не автоматическая. Возможна установка лопастей во флюгерное положение. Механизм регулировки шага смазывается низкозастывающим маслом.

Кабина

Экипаж в составе двух человек (пилот и радист-бомбардир или же радист-наблюдатель) помещается в герметической кабине, расположенной в носовой части фюзеляжа. В кабине автоматически поддерживается давление 0,72 *ат*, что соответствует атмосферному давлению на высоте 3000—3500 *м.* Воздух подается в кабину двумя компрессорами (приводимыми в действие, повидимому, от моторов). Излишний воздух стравливается через клапан, отрегулированный на требуемое давление. Если давление в кабине падает ниже 0,72 *ат*, загорается сигнальная лампочка и начинает звучать сирена.

В кабине имеется три герметически запираемых люка: входной в полу кабины и два аварийных в потолке, над местами экипажа. Экипаж имеет хороший обзор через верхний и носовой фонари. С левой и с правой сторон верхний фонарь имеет выступы, обеспечивающие обзор назад (возможно, имеются также окна в полу). Наиболее важные для обзора окна имеют двойные стекла, в промежутке между которыми помещается вещество, поглощающее влагу, во избежание обледенения. Одно из окон у места пилота — выдвижное, плотно скользящее в пазах.

Кабина имеет обогрев.

На случай повреждения кабины на самолете имеется запас кислорода в баллонах, помещенных в фюзеляже. Давление в баллонах 150 *ат.*

Одежда экипажа рассчитана на условия высотных полетов и предусматривает возможность спуска на парашюте с большой высоты. В этом случае перед выпрыгиванием рекомендуется открыть клапаны и

постепенно уравнять условия в кабине с наружными. Для прыжков с большой высоты применяются либо специальные парашюты, снабженные кислородным аппаратом, либо переносные кислородные приборы отдельно от парашюта.

В кабине имеется три высотомера: один для всех высот, второй имеет шкалу от 8 до 14 *км*, третий — от 3500 *м* и служит для контроля давления в кабине.

Оборудование

В варианте разведчика самолет оборудован тремя фотоаппаратами с дистанционным управлением, установленными в фюзеляже, переговорным устройством для экипажа и курсовым автопилотом.

Управление шасси, закрылками, триммерами руля высоты и выпуском фары — гидравлическое.

Имеется пакет со взрывчатым веществом для уничтожения самолета в случае посадки на территории противника.

Бомбардировочное вооружение

В варианте бомбардировщика самолет берет до 1000 *кг* бомб.

Варианты нагрузки: $4 \times 250 = 1000$ или $16 \times 50 = 800$; имеется два бомбоотсека (см. фиг. 56). Подвеска бомб вертикальная.

Уязвимые места

На самолете уязвимы:

1) герметическая кабина;
2) экипаж, не имеющий броневой защиты;
3) моторы жидкостного охлаждения;
4) радиаторы;
5) бензо- и маслобаки, возможно непротектированные (точных сведений нет).

Однако опасность пожара при попадании зажигательных пуль значительно уменьшена благодаря применению в качестве горючего тяжелого топлива.

Пилотажные качества и прочность

Самолет обладает хорошей устойчивостью и управляемостью. Возможен полет при одном работающем моторе.

Запас прочности самолета невелик, поэтому резкие эволюции и все фигуры пилотажа запрещаются.

Максимально допустимые скорости по прибору (при полете со снижением):

До высоты 6000 *м*	360 *км/час*
Выше 6000 *м*	300 *км/час*
Вблизи земли при плохой видимости	240 *км/час*
Максимально допустимый вес:	
полетный	10400 *кг*
при посадке	8700 *кг*

Если перед посадкой самолет имеет больший вес, то необходимо сбросить бомбы и слить излишнее горючее.

Тормозами на пробеге не пользуются.

Летно-тактические данные самолета

Размах крыла, *м*	26 или 32 *
Длина самолета, *м*	16,1
Высота самолета, *м*	4,9

	Бомбардировщик	Разведчик
Вес пустого самолета, *кг*	7100	7100
Вес горючего, *кг*	1900	2000
Вес масла, *кг*	200	200
Вес бомб, *кг*	1000	—
Вес экипажа, *кг*	200	200
Полетный вес, *кг*	10400	9500
Скорость отрыва при взлете, *км/час*	120	—
Взлетная дистанция для подъема на высоту 20 *м*, в *м*	620	—
Посадочная скорость, *км/час*	120	—
Пробег при весе 8700 *м*:		
с торможением, *м*	350	—
без торможения, *м*	700	—

Таблица 13

Данные	В начале полета (вес 10 400 *кг*)	В конце полета (минимальный вес)
Максимальная скорость:		
на высоте 8000 *м*, *км/час*	420	435
„ 10 500 *м*, *км/час*	400	425
„ 12 000 *м*, *км/час*	370	406
Скороподъемность:		
на высоте 8000 *м*, в *м/сек*	5,9	10,5
„ 10 500 *м*, в *м/сек*	2,3	5,9
„ 12 000 *м*, в *м/сек*	0,5	3,0
Практический потолок, *м*	12 200	13 600

В случае необходимости моторы допускают кратковременный увеличенный наддув, что дает повышение потолка примерно на 600 *м*.

Опознавательные признаки

1. Низкорасположенное крыло, сильно суженное к концам. Подвесные закрылки и элероны.

2. Разнесенное вертикальное оперение угловатой формы. Горизонтальное оперение, поднятое над фюзеляжем на кабанчике и имеющее подкосы.

---

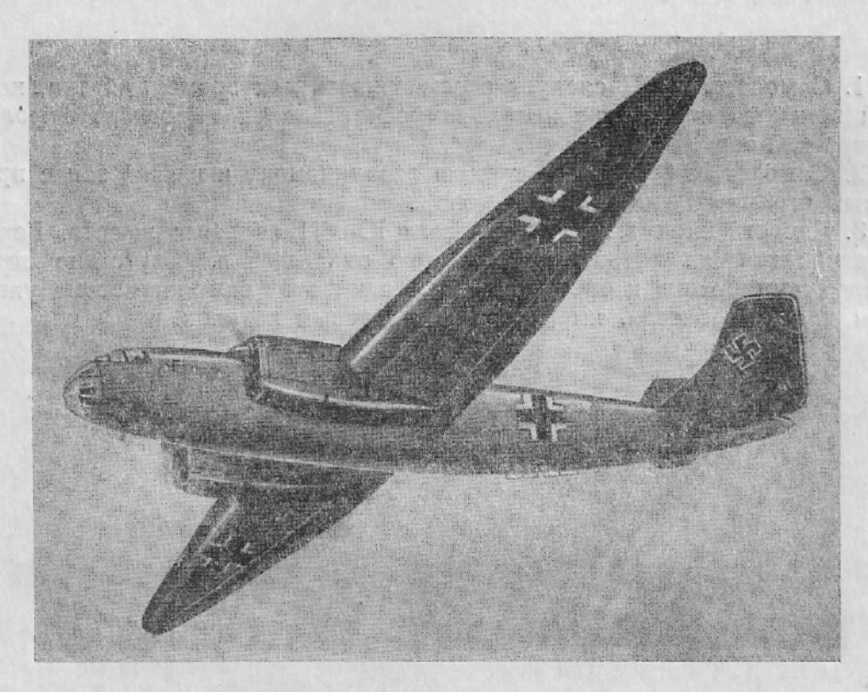
* Известно о существовании двух вариантов высотного самолета Ю-86 (неизвестно только, к обоим ли вариантам относится обозначение Ю-86П). В первом варианте самолет имеет размах крыла около 26 *м*, во втором—около 32 *м*. Достоверно неизвестно, к какому из этих вариантов относятся приведенные выше данные. Для самолета с размахом 32 *м* получены данные, приведенные в табл. 13.

3. Короткий прозрачный нос фюзеляжа.

4. Высокие и узкие мотогондолы, близко расположенные к фюзеляжу. Радиаторы находятся сзади под мотогондолами.

Развитие самолета Ю-86П

Ю-86П не является самолетом, специально спроектированным и построенным для высотных полетов. Его прототип Ю-86 был выпущен в 1935 г. как скоростной пассажирский самолет и был оборудован либо невысотными моторами ЮМО-205, либо моторами малой высотности BMW-132.



Фиг. 57. Бомбардировщик Ю-87К (1936 г.).

Вскоре был выпущен бомбардировочный вариант этого самолета, имевший обозначение Ю-86К. Этот самолет по конструкции почти ничем не отличался от пассажирского. Он имел бомбовую нагрузку до 1000 *кг* и был вооружен тремя мелкокалиберными пулеметами.

Боевое применение бомбардировщика Ю-86К (фиг. 57) началось в войне в Испании и в первый период было успешным, так как обе воюющие стороны имели тогда на вооружении самолеты устаревших типов. Однако в дальнейшем, когда в боевых действиях приняли участие более современные самолеты, стало очевидным, что самолет Ю-86К не отвечает требованиям, предъявляемым к скоростному бомбардировщику прежде всего в отношении максимальной скорости (V_{max} этого самолета $\approx$ 350 *км/час*). Для скоростного двухмоторного бомбардировщика самолет Ю-86 имел слишком большие размеры. Мощность на 1 $м^2$ для него составляла 20,6 *л. с./$м^2$*, в то время как у самолета До-17 мощность равнялась 34,5, а у СБ — 30,4 *л. с./$м^2$*.

Второй причиной отставания Ю-86К были недостаточно совершенные для скоростного самолета аэродинамические формы: нескоростной «двойной» профиль крыла и оперения, типичный для старых самолетов

фирмы Юнкерс, но уже не применяемый на скоростных самолетах этой фирмы (например, Ю-88).

В 1937 г. производство самолетов Ю-86 было прекращено.

До последних лет Германия не имела высотных боевых самолетов. Для того чтобы в возможно короткий срок восполнить этот пробел, потребовалось переоборудовать для высотных полетов один из существующих невысотных самолетов. Для этой цели и был выбран самолет Ю-86, имевший малую нагрузку на квадратный метр (примерно 100 *кг/м*²). Для улучшения его высотных данных был увеличен размах крыла, а также соответственно площадь и удлинение, вследствие чего понизился запас прочности крыла.

Выводы

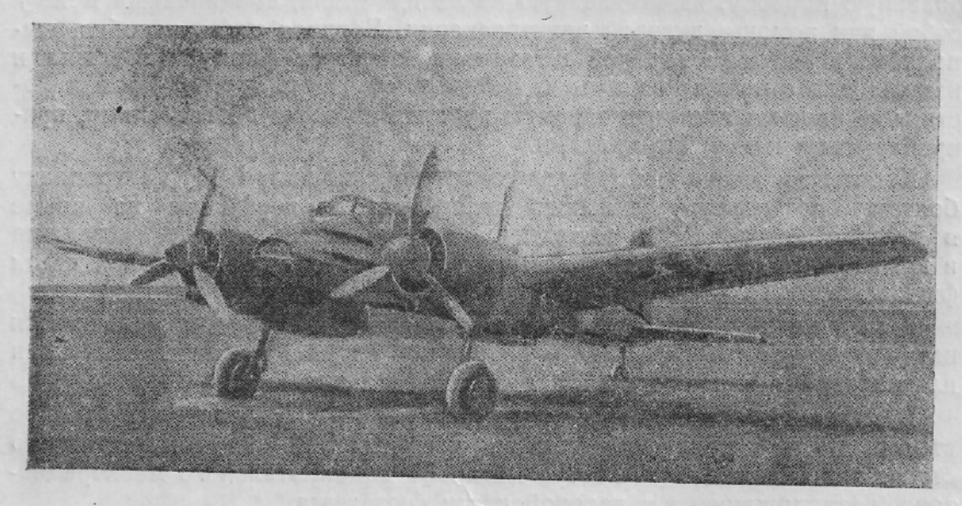
1. Самолет Ю-86П следует рассматривать как временный тип, который появился вследствие необходимости создания высотного самолета в короткий срок.

2. Самолет Ю-86П имеет плохую аэродинамику и низкий запас прочности, ограничивающий его летную эксплоатацию.

3. Единственной защитой самолета Ю-86П является высота. Герметическая кабина, моторы жидкостного охлаждения, отсутствие стрелкового вооружения и бронирования делают этот самолет весьма уязвимым для истребителя, имеющего достаточный потолок.

Хеншель Хш-129

Самолет Хеншель известен с начала 1942 г. По своему назначению Хш-129 — штурмовик (фиг. 58). Основной задачей, возлагаемой на него, является поддержка действий пехоты на поле боя. Без пушки МК-101 самолет может применяться только против живой силы и незащищенных бронею подвижных средств — автомобилей, повозок и т. д. С пушкой МК-101 калибра 30 *мм* Хш-129 применяется как противотанковый самолет.



Фиг. 58. Общий вид самолета Хш-129.

Имеются сведения об использовании его также в качестве пикирующего бомбардировщика.

По схеме самолет Хш-129 представляет собою одноместный двухмоторный свободнонесущий моноплан с низкорасположенным крылом цельнометаллической конструкции.

Самолеты выпущены в двух вариантах: *А* и *В*. В варианте *А* самолет снабжен 12-цилиндровыми V-образными, перевернутыми, воздушного охлаждения, моторами Аргус As-410, а в варианте *В* — звездообразными, воздушного охлаждения, 14-цилиндровыми моторами Гном-Рон 14М 4/5.

Других отличий между этими вариантами нет.

Краткое описание конструкции

Крыло — двухлонжеронное, с работающей обшивкой, трапецевидной в плане формы, состоит из центроплана и двух отъемных частей. Стыковка консоли крыла с центропланом осуществляется при помощи четырех узлов, расположенных на верхних и нижних поясах лонжеронов. Элероны — щелевые, с весовой балансировкой, снабжены триммерами. Обшивка элеронов полотняная. Крыло снабжено закрылками, управляемыми от гидравлической системы. Обшивка посадочных закрылков комбинированная: металлическая сверху и полотняная снизу.

Фюзеляж по форме представляет собой тело с трапецевидными расширяющимися книзу сечениями, переходящее у самого хвоста в тело вращения.

Носовая часть фюзеляжа, круто сбегающая вниз от фонаря, обеспечивает хороший обзор вперед и вниз, необходимый для штурмовых действий и при пикировании.

Фюзеляж-монокок состоит из трех частей: носовой, включающей кабину пилота, центральной и хвостовой, несущей оперение. Носовая часть, прикрепленная болтами к центроплану, представляет собой бронированную коробку, изготовленную из листов стали, соединенных между собой при помощи дуговой электросварки. Верхняя часть коробки, выполненная методом горячей штамповки, образует форму фюзеляжа и каналы для стрельбы из пушек. Боковые стенки и днище коробки состоят из плоских листов и закрыты дуралюминовыми обтекателями, прикрепленными к коробке винтами.

Хвостовая часть фюзеляжа отъемная, крепится к центроплану болтами по контуру силового шпангоута и переходит на конце в киль, с которым она выполнена заодно. Вся клепка фюзеляжа и крыла выполнена впотай, за исключением обтекателей носовой части фюзеляжа.

Кабина закрытого типа. Фонарь сварной конструкции, сдвигается назад и может сбрасываться в аварийных случаях. Фонарь застеклен плексигласом. Боковые стекла сдвигаются назад.

В передней части козырька установлено изогнутое пулестойкое стекло. Во избежание обледенения предусмотрен обдув пулестойкого стекла теплым воздухом, поступающим от дополнительного маслорадиатора, расположенного в носовой части фюзеляжа.

Сиденье пилота регулируемое; откидная бронеспинка облегчает выход из кабины в аварийных случаях.

Хвостовое оперение свободнонесущее. Обшивка рулей полотняная. Рули снабжены управляемыми в полете триммерами, работающими от электромотора с редукционной передачей, и имеют весовую и аэродинамическую (роговую) компенсации.

Шасси убирается назад в мотогондолы не полностью. В убранном положении стойки шасси прикрываются щитками. Убираются и выпускаются шасси от общей гидравлической системы; выпуск шасси дублируется аварийной гидравлической помпой с ручным приводом. Положение шасси указывается световой и акустической электросигнализацией. Ширина колеи 4,12 *м.* Размер колеса 770×270 *мм.*

Амортизация шасси масляно-пневматическая. Колеса снабжены принятыми для немецких истребителей гидравлическими тормозами фирмы Аргус.

Хвостовое колесо неубирающееся.

Винтомоторная группа

На самолетах в варианте *А* установлено два перевернутых V-образных, воздушного охлаждения, 12-цилиндровых мотора Аргус As-410, обладающих взлетной мощностью 465 *л. с.* при 3100 об/мин.

На самолетах в варианте *В* установлено два звездообразных, двухрядных, воздушного охлаждения, 14-цилиндровых мотора Гном-Рон 14М 4/5 номинальной мощностью у земли 570 *л. с.* и на высоте 4000 *м*— 600 *л. с.* при 3000 об/мин.

Моторы Аргус As-410 установлены на самолетах первых серий. Их установка была вызвана стремлением обеспечить самолеты поля боя Хш-129 и ФВ-189 одним и тем же мотором, выпускаемым фирмой в виде стандартной, полностью укомплектованной моторной установки (с капотом, моторамой и винтом), благодаря чему можно легко и быстро устанавливать и заменять мотор на самолете.

В дальнейшем в связи с увеличением полетного веса самолета моторы Аргус As-410 были заменены более мощными моторами Гном-Рон 14М 4/5.

Винты. Для варианта *А* — двухлопастные, фирмы Аргус.

Для варианта *В* — трехлопастные, фирмы Ратье, постоянных оборотов, с электрическим управлением. Механизм винта позволяет устанавливать лопасти во флюгерное положение.

Диаметр винта — 2,8 *м*.

Бензосистема. Запас горючего 610 *л*, помещается в трех протектированных баках, из которых один на 200 *л* установлен в центральной части фюзеляжа, за кабиной пилота, и два по 205 *л* расположены между лонжеронами центроплана, с внутренних сторон мотогондол.

На некоторых сериях установлено четыре бензобака общей емкостью 800 *л*: два в фюзеляже и два в крыле.

В центральном бензобаке установлена центробежная электробензопомпа для перекачивания бензина. Бензосистема снабжена электрическим бензиномером и световой электросигнализацией, указывающей критический остаток бензина.

Маслосистема. Запас масла помещается в двух протектированных баках общей емкостью около 60 *л*, установленных между лонжеронами центроплана с внешних сторон мотогондол.

Основные маслорадиаторы установлены под крылом за задним лонжероном, с внешних сторон мотогондол. Управление створками радиаторов автоматическое, от гидросистемы.

Дополнительный маслорадиатор, установленный в носовой части фюзеляжа, подает нагретый воздух для обдува переднего стекла фонаря и обогрева кабины.

Система запуска. Запуск мотора производится от электроинерционного стартера. Для запуска мотора на земле с внешних сторон капота, на специальной панели, закрываемой лючком, смонтированы ручка стартера, кран для бензиновой смеси, шприц и горловина для заливки пускового бензина. Пусковое горючее состоит из 96% бензина и 4% масла.

Вооружение

Стрелковое вооружение. Варианты стрелкового вооружения самолета приведены в табл. 14.

Таблица 14

№ варианта	Наименование оружия	Количество	Калибр *мм*	Боезапас на каждую единицу	Место установки оружия
I.	1. Неподвижные пулеметы MG-17 для стрельбы вперед	2	7,9	1000	В комлевой части крыльев. В местах установки борты передней части фюзеляжа полуутоплены
	2. Неподвижные пушки MG-151 для стрельбы вперед	2	15	250	Над крылом, в месте сопряжения крыла с фюзеляжем
II.	Неподвижные пулеметы MG-17 для стрельбы вперед	4	7,9	1000	Два пулемета устанавливаются в местах для пушек
III.	1. Неподвижные пулеметы MG-17 для стрельбы вперед	2	7,9	1000	
	2. Неподвижные пушки MG-151 для стрельбы вперед	2	15	250	
	3. Неподвижная пушка MK-101 для стрельбы вперед	1	30	30	Под фюзеляжем вместо четырех бомбодержателей
IV.	1. Неподвижные пулеметы MG-17 для стрельбы вперед	4	7,9	1000	
	2. Неподвижная пушка MK-101 для стрельбы вперед	1	30	30	

Управление стрельбой из пулеметов электрическое; перезарядка электропневматическая. Управление стрельбой и перезарядка пушек полностью электрические.

Управление стрельбой и перезарядкой сосредоточено на ручке управления самолетом и допускает ведение огня в различных комбинациях оружия, для чего на ручке установлены:

1) Переключатель, имеющий три положения для включения стрельбы только из пулеметов, только из пушек или из всего оружия одновременно.

2) Кнопка управления стрельбой.

3) Кнопка перезарядки.

4) Кнопка сбрасывания бомб.

Расход боеприпасов контролируется четырьмя счетчиками.

Прицел коллиматорный типа Реви-120 с механическим дублером, установлен перед козырьком летчика.

Бомбардировочное вооружение. Для бомбовой нагрузки предусмотрено:

а) шесть бомбодержателей под бомбы калибром 50 *кг*: четыре под фюзеляжем и два под консолями крыльев;

б) бомбовый отсек для кассет с мелкими бомбами.

Управление бомбосбрасыванием электрическое. Механический прицел бомбосбрасывания установлен впереди козырька летчика.

Варианты бомбовой нагрузки приведены в табл. 15.

Таблица 15

№ варианта	Наименование варианта	Место подвески			Общий вес бомбовой нагрузки *кг*
		под фюзеляжем снаружи	под консолями крыльев снаружи	внутри фюзеляжа	
I	Без пушки МК-101 . .	4×50	2×50	25×2	350
II	С пушкой МК-101. . .	—	2×50	—	100

Спецоборудование

Приборная доска установлена вертикально на резиновых амортизаторах. Освещаются приборы одной комбинированной кабинной лампой. Из приборов винтомоторной группы на приборной доске установлен только один двухстрелочный указатель наддува. Остальные приборы контроля винтомоторной группы вынесены на капот мотора, над носком крыла, и снабжены индивидуальным подсветом.

Источниками электрической энергии являются два 24-вольтовых генератора номинальной мощностью 1500 *вт*, установленные на моторах, и аккумуляторная батарея емкостью 7,5 *а-ч*, находящаяся в верхней центральной части фюзеляжа.

Электросеть двухпроводная, экранированная; смонтирована она в жолобах; поврежденные участки сети можно заменять отдельными секциями.

Коротковолновая радиостанция смонтирована на специальной раме в хвостовой части фюзеляжа, непосредственно за крылом. Доступ к ней для монтажа, настройки и ремонта предусмотрен через люки, расположенные друг против друга с обоих бортов фюзеляжа. Настройка радиостанции или переход с одной волны на другую производятся только на земле. Включается радиостанция командным переключателем; для перехода с приема на передачу нажимается специальная кнопка.

Самолет полностью металлизирован. Кислородная установка отсутствует.

Бронирование

Броневую защиту на самолете имеют: пилот, моторы и маслорадиаторы.

1. Броня пилота. Спереди, снизу и с боков пилот защищен стенками бронированной коробки толщиною 6 *мм*; сзади — бронеспинкой толщиною 8 *мм*. Голова пилота защищена спереди бронестеклом толщиною 75 *мм*.

На некоторых самолетах носовая вертикальная плита бронекоробки и спинка пилота выполнены из 12-*мм* брони.

2. Броня мотора: а) стальная полукруглая плоская перегородка толщиною 5 *мм* установлена сзади мотора и защищает нижнюю половину мотора; б) стальные плиты толщиною 5 *мм* защищают карбюраторы снизу.

3. Броня маслорадиаторов: туннель и задняя створка маслорадиатора выполнены из брони толщиною 6 *мм*.

Тип брони на самолете — гомогенный.

Летно-тактические данные

Данные	Хш-129Б с двумя моторами Гном-Рон 14М 4/5 1942—1943 гг.	Хш-129А с двумя моторами Аргус As-410 1941—1942 гг.
Мотор	Гном-Рон 14М 4/5	Аргус As-410
Мощность мотора:		
взлетная *л. с.*	—	465
номинальная $\frac{л.\ с.}{м}$	$\frac{660}{4000}$	—
Полетный вес самолета, *кг*	—	4100
Максимальная скорость:		
а) у земли, *км/час*	385	362
б) на высоте, $\frac{км/час}{м}$	$\frac{440}{3350}$	—
Скороподъемность, $\frac{мин.}{м}$	$\frac{10,4}{4000}$	—
Практический потолок, *м*	9000	—
Разбег, *м*	—	800
Пробег, *м*	—	600
Дальность на скорости 340 *км/час*, на высоте 4000 *м* с запасом горючего 800 *л*, при бомбовой нагрузке 350 *кг* или 100 *кг*, при наличии пушки МК-101, *км*	830	—
Скорость пикирования, *км/час*	Не свыше 550	—
Угол пикирования, градусы	„ 70	—
Бомбовая нагрузка, *кг*[1]	$\frac{350}{100}$	$\frac{350}{100}$
Стрелковое вооружение	1) 2×MG-17 и 2×MG-151 2) 4×MG-17 3) 2×MG-17, 2×MG-151 и 1×МК-101 4) 4×MG-17 и 1×МК-101	1) 2×MG-17 и 2×MG-151 2) 4×MG-17 3) 2×MG-17, 2×MG-151 и 1×МК-101 4) 4×MG-17 и 1×МК-101
Броня	1) Летчика 2) Мотора 3) Маслорадиаторов	1) Летчика 2) Мотора 3) Маслорадиаторов

Опознавательные признаки

Характерными чертами самолета Хш-129, отличающими его от других самолетов, являются:

1. Прямолинейные очертания крыла и горизонтального оперения (включая законцовки крыла, которые закруглены только по углам).

2. Поперечное V крыла начинается непосредственно от фюзеляжа.

[1] В знаменателе при наличии пушки МК-101.

3. Задняя кромка горизонтального оперения перпендикулярна оси самолета.

4. Вертикальное оперение одинарное, треугольной формы.

5. Фюзеляж трапецевидного сечения.

6. Передняя часть фюзеляжа круто сбегает вниз от фонаря, придавая носу самолета своеобразный «приплюснутый» вид.

Уязвимые места

Уязвимыми местами самолета являются:

1. Протектированные, но не имеющие броневой защиты, бензобаки.

2. Протектированные, но не имеющие броневой защиты, маслобаки.

3. Непротектированные и не имеющие броневой защиты бачки с пусковым бензином, помещающиеся с внешних сторон мотогондол.

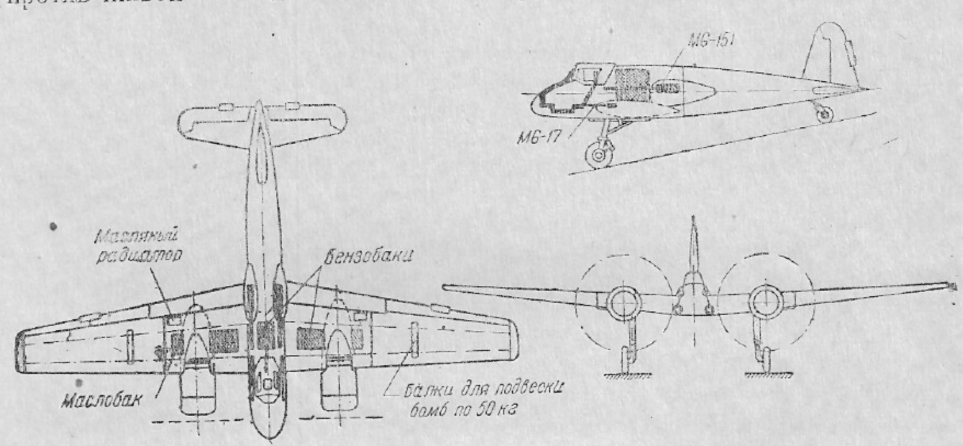
4. Голова летчика, не защищенная от атак сверху — сзади.

5. Моторы, не защищенные с трех сторон: сверху, снизу и спереди.

6. Хвост самолета, не имеющий никакой защиты.

Выводы

1. Самолет Хш-129 (фиг. 59) поступил на вооружение немецкой авиации в 1942 г. в качестве штурмовика для действий на поле боя против живой силы и незащищенных бронею подвижных средств (авто-



Фиг. 59. Общий компоновочный чертеж самолета Хш-129.

мобилей, повозок). Он был спроектирован и построен с учетом опыта первого года войны.

2. Самолет Хш-129 имеет следующие особенности:

а) экипаж самолета состоит только из одного человека — летчика, вследствие чего отсутствует огневая защита самолета сзади;

б) летчик находится в бронированной коробке;

в) самолет имеет двухмоторную схему для обеспечения летчику наилучшего обзора вперед;

г) на самолете установлены воздушные моторы средней мощности, что приближает его по летным данным к войсковым самолетам немецкой авиации ФВ-189 и Хш-126.

3. В ходе войны Хш-129 был приспособлен для действий против танков, для чего на самолет была поставлена пушка МК-101 калибра 30 *мм* и моторы Аргус As-410 заменены более мощными моторами Гном-Рон 14М 4/5.

4. Вследствие отсутствия огневой защиты сзади и совершенно неудовлетворительного обзора назад самолет может легко сбиваться воздушным противником.

Недостаточное бронирование самолета делает его уязвимым не только от огня зенитной артиллерии, но и от огня пехотного оружия. На большую уязвимость самолета Хш-129 от наземного огня указывают сами немцы в инструкции по использованию этого самолета: «попадания в мотор и несущие поверхности в большинстве случаев приводят к гибели самолета от пожара». Поэтому они рекомендуют для подавления наземной противовоздушной обороны придавать самолетам Хш-129 самолеты прикрытия.

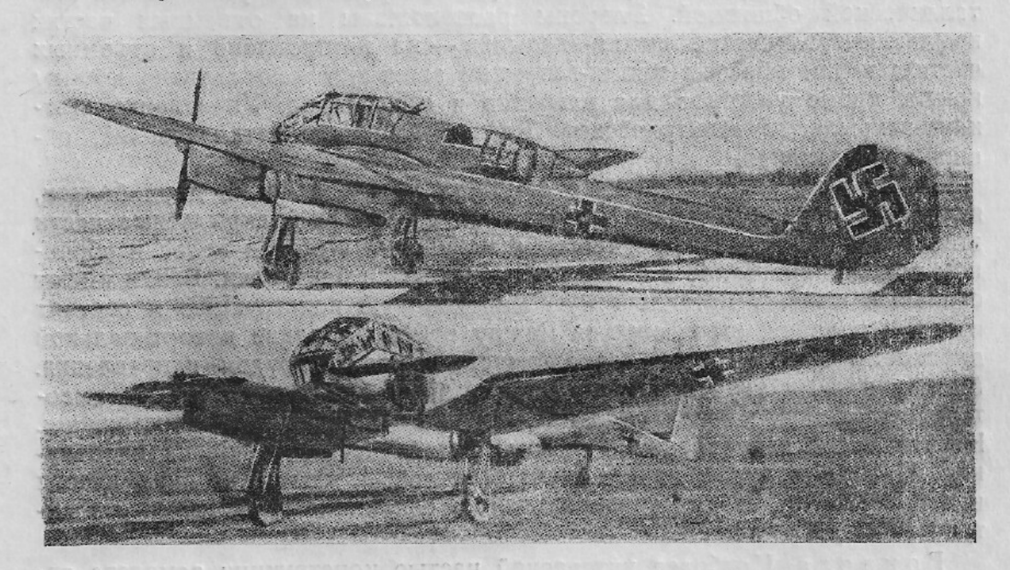
5. Самолет Хш-129 при повреждении одного мотора летит со снижением, а посадку в этом случае можно производить только с убранными шасси.

6. У самолета имеется крупный летный дефект — тенденция к развороту влево на разбеге и пробеге, что усложняет освоение самолета летным составом.

7. Большая уязвимость, незащищенность задней полусферы и недостаточная эффективность действий самолета против танков являются причиной того, что самолет Хш-129 в описанном варианте не получил широкого распространения.

Фокке-Вульф ФВ-189 А-2

В 1939 г. по заданию воздушного министерства Германии немецкая фирма Фокке-Вульф разработала и выпустила новый разведывательный самолет ФВ-189 (фиг. 60), построенный по типу известного голландского истребителя Фоккер Г-1. Этот самолет является по схеме двух-



Фиг. 60. Самолет Фокке-Вульф 189 А-2.

моторным цельнометаллическим монопланом с центрально расположенной на крыле гондолой для экипажа и двумя длинными балками, несущими хвостовое оперение. Балки служат продолжением укрепленных по краям центроплана моторных гондол. Экипаж самолета состоит из трех человек: летчика, штурмана и стрелка. Назначение самолета — ближний разведчик и корректировщик артиллерийского огня. Кроме того, самолет может также использоваться в качестве учебно-тренировочного для подготовки экипажа двухмоторных бомбардировщиков.

Краткое описание конструкции

На самолете установлены два перевернутых V-образных мотора воздушного охлаждения Аргус As-410-A1 со взлетной мощностью 465 *л. с.* и номинальной мощностью 380 *л. с.* на высоте 1750 *м*, с двухлопастными винтами-автоматами Аргус. Два протектированных бензобака

емкостью по 220 *л* каждый расположены в балках за мотогондолами. Непротектированные маслобаки емкостью 19 *л* каждый установлены между противопожарной перегородкой и задней частью каждого мотора.

Шасси и хвостовое колесо — полностью убирающиеся. Шасси убирается назад в моторные гондолы, хвостовое колесо ложится плашмя в специальное углубление на стабилизаторе. Система уборки и выпуска шасси гидравлическая.

Оборудование, установленное на самолете, позволяет производить полеты как днем, так и ночью и в плохую погоду. В центральной гондоле имеется кислородное оборудование для трех человек, фотоустановка для плановой аэрофотосъемки, ультракоротковолновая радиостанция и радиополукомпас.

Крыло является главным элементом в силовой схеме самолета. Оно состоит из центроплана и двух отъемных консолей. С центропланом склепан средний пояс гондолы. По краям на центроплане укреплены моторные гондолы с хвостовыми балками, несущими оперение. Носок центроплана может откидываться для осмотра конструкции и проводки. Конструкция крыла — двухлонжеронная с работающей металлической обшивкой. Элероны расположены на отъемных частях крыла, металлические щитки-закрылки — на центроплане и отъемных частях; таким образом щитки-закрылки занимают всю заднюю кромку крыла, кроме участков для элеронов и мотогондол. Управление щитками-закрылками электрическое. Каркас элеронов металлический, обшивка полотняная.

Хвостовое оперение самолета установлено на двух балках, являющихся продолжением мотогондол. Передние подкрыльевые части этих балок служат для размещения механизма шасси и колес в убранном положении. Далее в балках располагаются бензобаки. Балки имеют овальный мидель, металлическую монококовую конструкцию и состоят из двух половин, стыкующихся между собой по длине в вертикальной плоскости. Каждая балка заканчивается килем и рулем направления. Между килями укреплен нерегулируемый стабилизатор с рулем высоты. Неподвижные части оперения — цельнометаллической конструкции. Каркас рулей направления и высоты металлический, обшивка полотняная. Привод к рулям направления раздельный. Все рули динамически и в весовом отношении уравновешены и снабжены триммерами с электрическим управлением.

Гондола. Наиболее интересной частью конструкции самолета является центральная гондола, выполненная заодно с центропланом. Ее средний силовой пояс прочно присоединяется заклепками к лонжеронам центроплана. Гондола представляет собой общую кабину для экипажа, в которой размещено необходимое оборудование и вооружение. Передняя часть гондолы почти целиком остеклена плоскими стеклами типа «Триплекс».

Винтомоторная группа

Винт. На моторах установлены двухлопастные автоматические винты изменяемого шага фирмы Аргус, имеющие механизм для перевода лопастей во флюгерное положение. Лопасти винта деревянные, втулка металлическая. Диаметр винта 2,6 *м*. Винт работает при двух постоянных числах оборотов, соответствующих взлетному (3100 об/мин.) и крейсерскому (2800 об/мин.) режимам. Режим работы винта устанавливает летчик, причем число оборотов винта остается неизменным от полного газа до некоторого определенного положения дросселя. При

дальнейшем дросселировании мотора винт работает как винт фиксированного шага.

Необходимая для перестановки лопастей энергия создается вращением ветрянки, установленной перед втулкой и вращающейся под давлением набегающего потока. Вращение ветрянки передается через систему зубчатых колес и пружинного регулятора на червячную передачу, находящуюся в зацеплении с червячным колесом, насаженным на комлевую часть винта.

Моторная установка и капоты. Для быстрой замены моторов на самолете моторные установки выполнены заодно со всеми агрегатами, что позволяет производить съемку и монтаж мотора вместе с моторамой, капотом и маслорадиатором. Для облегчения замены мотора разъем всех трубопроводов и тяг управления сосредоточен на противопожарной перегородке. Места разъемов окрашены в красный цвет.

Моторама состоит из двух брусьев двутаврового сечения и двух поддерживающих подкосов круглого сечения. На концах брусьев и подкосов вклепаны шаровые наконечники с накидными гайками для крепления моторамы к крылу. Моторама не затрудняет доступа к агрегатам моторной установки.

Моторные капоты состоят из восьми частей. Все капоты крепятся к каркасу замками типа Ферри. В нижней крышке капота смонтирован маслорадиатор. В открытом положении капот с радиатором висит на предохранительном тросе.

Система бензопитания. На самолете горючее размещено в двух бензобаках емкостью по 220 *л* каждый. Общая емкость системы 440 *л*.

Баки установлены в балках хвостового оперения, вблизи моторов. Горючее из каждого бака подводится к двум моторам. Такая дублированная (с перекрещиванием) система позволяет питать горючим один или оба мотора из каждого бака в отдельности или из двух одновременно.

Управляются бензобаки двумя четырехходовыми кранами с дистанционным управлением. Рычаги кранов расположены на панели в кабине летчика. В полете при нормальной работе моторов оба рычага управления бензокранами находятся в верхнем положении, обозначенном P1+P2, т. е. каждый мотор питается горючим из двух баков. Если в полете нарушается питание горючим из одного бензобака, то при таком положении кранов оба мотора будут питаться из другого бака.

В положении кранов P1 каждый мотор питается из одного бака своей плоскости. В положении кранов P2 каждый мотор питается из одного бака противоположной плоскости, т. е. левый мотор питается из правого бака, а правый мотор — из левого бака.

Запас бензина в баках контролируется электрическими бензиномерами. Кроме бензиномеров на приборной доске сверху установлена световая сигнализация. Лампочки световой сигнализации загораются, когда остается в двух баках запас горючего, рассчитанный на 15 мин. полета на эксплоатационном режиме при работе двух моторов или на 30 мин. полета при работе одного мотора. На земле в трехточечном положении самолета горючее замеряется оттарированным зондом.

В каждом баке установлена электрическая помпа для подкачки горючего к основным моторным помпам при запуске моторов или при взлете. Сверху бака имеется заливная горловина диаметром 40 *мм*. Пробка заливной горловины закрывается и открывается без ключа и затягивается двумя барашками.

Бензопроводы, проходящие в плоскостях, выполнены из дуралюминовых труб, а бензопроводы от противопожарной перегородки к мотору — из гибких шлангов.

Система маслопитания. Для каждого мотора на противопожарной перегородке установлен один маслобак емкостью 19 *л*. Заливная горловина стандартного типа расположена сверху бака. Количество масла в баке замеряется оттарированным зондом. Все маслопроводы сделаны из гибких шлангов.

Дренаж маслобака соединен с картером мотора.

Маслорадиатор расположен между блоками мотора на откидном капоте. Воздух для охлаждения радиатора забирается через туннель охлаждения цилиндров мотора. Жалюзи или шторок для регулировки охлаждения масла радиатор не имеет.

На входе масла в радиатор установлен клапан, отрегулированный на 2,5 *ат*, который в зависимости от температуры масла направляет его через соты радиатора или по обичайке.

На каждом моторе установлена система разжижения смазки бензином. Бензин от помпы подводится к перекрывному крану и при его открытии поступает во всасывающую магистраль. Разжижение смазки производится на работающем моторе при 1000 об/мин. и температуре масла 30° С (максимально допустимая температура масла при разжижении 40° С, минимальная — 20° С).

Время открытия крана разжижения смазки, в зависимости от времени года, количества масла в баке и времени полета, указано в таблице, имеющейся на борту самолета.

Система запуска мотора. Запуск моторов производится электрическими стартерами с непосредственной передачей на вал мотора. Кроме того, можно запускать мотор механическим приводом с земли при помощи ручки. Для заливки моторов перед запуском в гондоле шасси каждого мотора установлен бачок с насосом. Перед запуском заливное топливо из бачка перекачивается в специальный цилиндр, в котором помещен сильфон. Между заливными форсунками и цилиндром в магистрали установлен электромагнитный клапан, при открытии которого топливо под давлением, создаваемым сильфоном, впрыскивается через форсунки в мотор.

В кабине, на полу у ног летчика, установлены две рукоятки (по одной на каждый мотор) для включения электростартера и электромагнитного клапана заливной системы. При вытягивании рукоятки на себя включается электростартер, при повороте вытянутой рукоятки влево открывается электромагнитный клапан.

Система всасывания и выхлопа. Всасывающий патрубок карбюратора расположен в развале блоков мотора. Воздух поступает через туннель подвода воздуха для охлаждения цилиндров.

Выхлопные патрубки каждого блока объединены общим коллектором. Внутри коллекторов проходят трубы термического антиобледенителя. Воздух, проходя по трубам через коллектор, нагревается и поступает в переднюю кромку крыла для ее подогрева.

Управление ВМГ и контрольные приборы. Все управление ВМГ жесткое. Для удобства монтажа и проверки управления каждый отрезок тяги имеет клеймо, указывающее, какому агрегату принадлежит тяга управления.

Рукоятки рычагов управления сделаны различной формы из пластмассы разных цветов.

Для контроля работы винтомоторной группы установлены следующие приборы:

1. Два тахометра, помещенные на полу кабины, между ногами летчика.

2. Один двухстрелочный мановакуумметр, установленный вверху на приборной доске.

3. Два электрических термометра масла, установленные на панели левого борта кабины.

4. Два двухстрелочных манометра (установлены на панели левого борта кабины); каждый прибор показывает давление масла и бензина своего мотора.

5. Два электрических бензиномера, установленные на панели левого борта кабины.

Моторы при испытаниях эксплоатировались на горючем 4Б-70 с октановым числом 87—90 и масле МЗС. Моторная установка проста и удобна в эксплоатации. Частичное раскапочивание мотора для осмотра основных агрегатов требует 1—1,5 мин. На полное раскапочивание требуется 3—4 мин. Заправка самолета горючим занимает 4—5 мин. Для промывки одного бензофильтра требуется 5—7 мин. Воронкообразная заливная горловина с выводом пролитого при заправке горючего под крыло предохраняет протектор от разъедания и крыло от попадания на него бензина.

При температуре наружного воздуха от плюс 5° до 12° С моторы запускаются с одной — двух попыток. Запуск производится электростартером как от аэродромного аккумулятора, так и вручную.

Вооружение

Стрелковое вооружение самолета состоит из пяти пулеметов калибра 7,92 *мм* (см. табл. 16).

Таблица 16

Тип пулемета	Количество	Место установки	Боезапас патронов	Кто производит стрельбу
MG-17	2	Крыльевые неподвижные . . .	1320	Пилот
MG-81	1	Верхняя линзовая установка .	1500	Штурман
MG-81	2	Хвостовая установка	2000	Стрелок

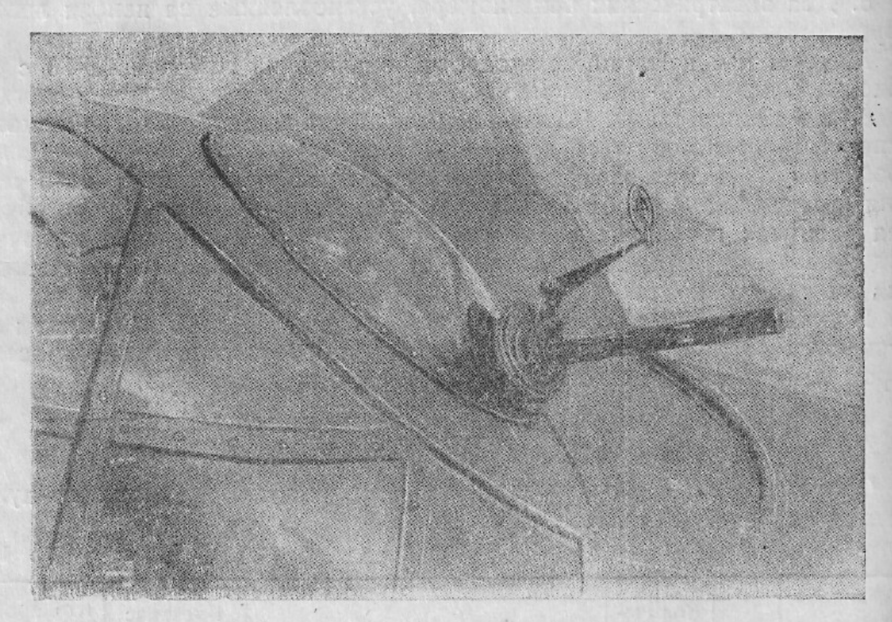
Передние пулеметы MG-17 с ленточным питанием установлены в центроплане, вблизи кабины. Каждый пулемет имеет боезапас 660 патронов. Патронные ящики расположены в кабине. Пулеметы оборудованы пневмоэлектроперезарядкой и электроспуском. Кнопка управления огнем пулеметов смонтирована у летчика на штурвале управления самолетом, там же имеется кнопка перезарядки пулеметов.

Для стрельбы из пулеметов перед летчиком на фонаре установлен кольцевой прицел с мушкой. На левой стороне кабины имеется щиток с двумя лампочками, контролирующими работу пулеметов. Гильзы и звенья выбрасываются наружу через специальный лючок, находящийся под фюзеляжем.

Верхняя линзовая установка (фиг. 61) штурмана состоит из пулемета MG-81 калибра 7,92 *мм* с боезапасом 650 патронов

в левом ящике и 850 патронов — в правом. Питание пулемета ленточное, из левого патронного ящика. Перестановка правого ящика на место левого занимает две минуты. Перезарядка и спуск пулемета механические. Установка снабжена кольцевым прицелом, который смонтирован на турели, так что при съемке пулемета пристрелка не нарушается. На прицеле имеется механизм учета собственной скорости. Турель легко вращается вручную. Гильзы и звенья выбрасываются наружу через специальный рукав.

Сектор обстрела пулемета в вертикальной плоскости от +4° до +80°, в горизонтальной плоскости вправо от оси самолета до 85° и влево до 75°.



Фиг. 61. Верхняя линзовая установка пулемета MG-81.

Задняя линзовая установка (фиг. 62) состоит из двух спаренных пулеметов MG-81 калибра 7,92 *мм* с запасом патронов по 1000 шт. на каждый пулемет. Прицел пулеметов коллиматорный с электроподсветом. Прицел смонтирован на турели, так что при съемке пулеметов с установки пристрелка не нарушается. Там же смонтирован механизм учета собственной скорости.

Турель управляется специальными электромоторчиками. Ручка управления турелью смонтирована на пулемете, работать ею удобно. Перезарядка и спуск механические. Питание пулеметов — ленточное, осуществляется при помощи гибких рукавов. Звенья и гильзы выбрасываются наружу через специальные шланги.

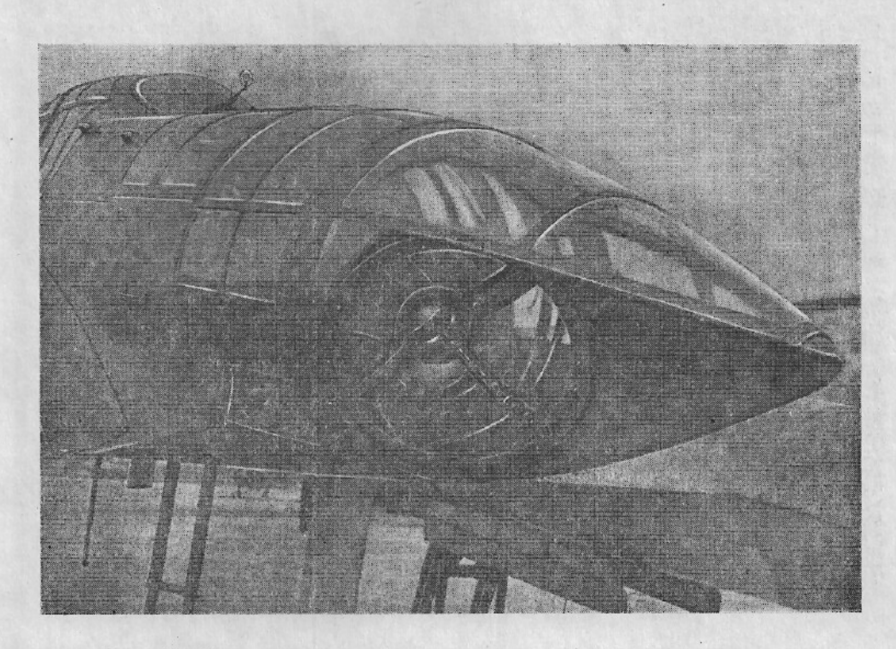
Сектор обстрела из задней установки: в вертикальной плоскости от минус 47° до плюс 25° и в горизонтальной плоскости — вправо 55°, влево 50°.

Работать с пулеметами задней установки легко. Гибкость шлангов гильзоотвода и звеньеотвода и рукавов питания обеспечивает круговое вращение турели. Монтаж и демонтаж подвижных установок несложен, занимает мало времени. Подходы к установкам хорошие.

Расположение огневых точек на самолете предусматривает защиту в основном только задней полусферы. Передние пулеметы служат преимущественно для атаки наземных целей.

Прекрасный обзор с самолета уменьшает возможности неожиданных нападений истребителя. Высокая маневренность позволяет подготовиться к отражению атаки, если только атакующий самолет своевременно замечен. На вираже истребитель все время будет находиться в зоне обстрела его задних огневых точек. Вираж ФВ-189 может выполнять на скорости 180—200 *км/час*. Обычный маневр для выхода из боя, применяемый самолетом ФВ-189, заключается в уходе спиралью на малые высоты и бреющий полет.

Наиболее целесообразно атаковать ФВ-189 спереди с пикирования под углом 30—45° или снизу под углом более 45°. Атаки надо стремиться выполнять из-за облаков или со стороны солнца. Атаки снизу



Фиг. 62. Задняя линзовая установка двух пулеметов MG-81.

могут быть также неожиданными, так как позволяют маскироваться на фоне земли. Кроме того, эти атаки позволяют сковывать маневр самолета и уход его на бреющий полет (фиг. 63).

Наиболее уязвим на самолете экипаж, совершенно не защищенный броней от атаки из передней полусферы. При атаках из задней полусферы необходимо стремиться прежде всего вывести из строя заднего стрелка, после чего вся нижняя часть задней полусферы становится необороняемой. Летчик защищен от атак сзади броневой спинкой с сиденьем в виде чаши. Толщина бронеспинки 8 *мм*, сиденья — 5 *мм*. При положении летчика вплотную у спинки эта броня дает следующие углы защиты от атаки сзади: сверху до плюс 15° от оси самолета, снизу до 30°, с боков до 10°. Броня предохраняет от поражения бронебойными пулями калибра 7,62 *мм* с дистанций более 100 *м* и от поражения пулями калибра 12,7 *мм* с дистанций свыше 400 *м*.

Штурман, так же как и стрелок, броней не защищен и является наиболее поражаемым при атаках спереди с пикирования.

Кроме того, уязвимыми местами на самолете являются маслорадиаторы, размещенные снизу в развале цилиндров моторов, а также маслобаки, расположенные за моторами. Для поражения бензобаков не-

Фиг. 63. Схема уязвимых мест, бронирования и огневой защиты самолета.

обходимо вести огонь из пушек или пулеметов калибра 12,7 *мм* в стык хвостовых балок с крылом. Огонь по бензобакам из пулеметов калибра 7,62 *мм* мало эффективен, так как для разрушения протектора баков требуется большое количество попаданий пуль этого калибра.

В целом огневая мощь самолета невелика. Однако пулеметные точки снабжены большим запасом патронов, причем часть задней полусферы поражается с перекрытием огня из трех пулеметов. В начале войны задняя линзовая установка ФВ-189 имела один подвижный пулемет MG-17, впоследствии немцы поставили здесь спарку MG-81.

Бомбардировочное вооружение. На самолете имеются четыре бомбодержателя, установленные под крыльями (по два с каждой стороны), с электрозамками под 50-*кг* бомбы. Импульс тока на электровзрыватель подается через электромагнит замка. Сбрасывание бомб производится при помощи электросбрасывателя, который дает возможность сбросить бомбы по одной, по две и по четыре, однако без временных интервалов. Кнопка сбрасывания смонтирована на штурвале управления самолетом. У штурмана имеется дублер на общем щитке электроуправления.

В кабине установлен также механический сбрасыватель для аварийного сбрасывания всех бомб.

Справа от летчика перед сиденьем штурмана смонтирован пульт управления бомбардировочным вооружением. Там же находится гнездо для пятки прицела. Как вариант бомбовой нагрузки на самолете могут быть подвешены две бомбы по 100 *кг*. Максимальная бомбовая нагрузка 200 *кг*.

Спецоборудование самолета

Спецоборудование самолета состоит из пилотажно-навигационного оборудования, оборудования контроля работы винтомоторной группы, электрооборудования, радиооборудования, кислородного оборудования и фотоустановки (фиг. 64).

Электрооборудование. Бортовая электрическая сеть двухпроводная, напряжением 24 *в*. Источниками электроэнергии являются генератор с регуляторной коробкой фирмы Бош мощностью 1000 *вт* и аккумуляторная батарея «Варта» емкостью 7,5 *а-ч*.

Для контроля работы генератора и электрооборудования установлен вольтамперметр. Шунт амперметра включен в плюсовую сеть аккумулятора.

Вся электропроводка экранирована и проложена на самолете в оплетке и жолобах.

На левом борту кабины установлен центральный распределительный щит. На нем расположены 22 автомата защиты (уменьшенного габарита по сравнению с автоматами, установленными на самолетах Ю-88, До-215 и др.). Кроме того, 6 автоматов защиты размещены в других местах самолета — у летчика и у радиста.

На правом борту кабины снаружи имеется розетка аэродромного питания, для включения которой на центральном электрощитке имеется автомат защиты.

Запуск авиамоторов производится электростартерами прямого действия. Питаются электромоторы стартеров только от аэродромных аккумуляторов, через индивидуальные розетки, установленные на внешних сторонах капотов каждого авиамотора.

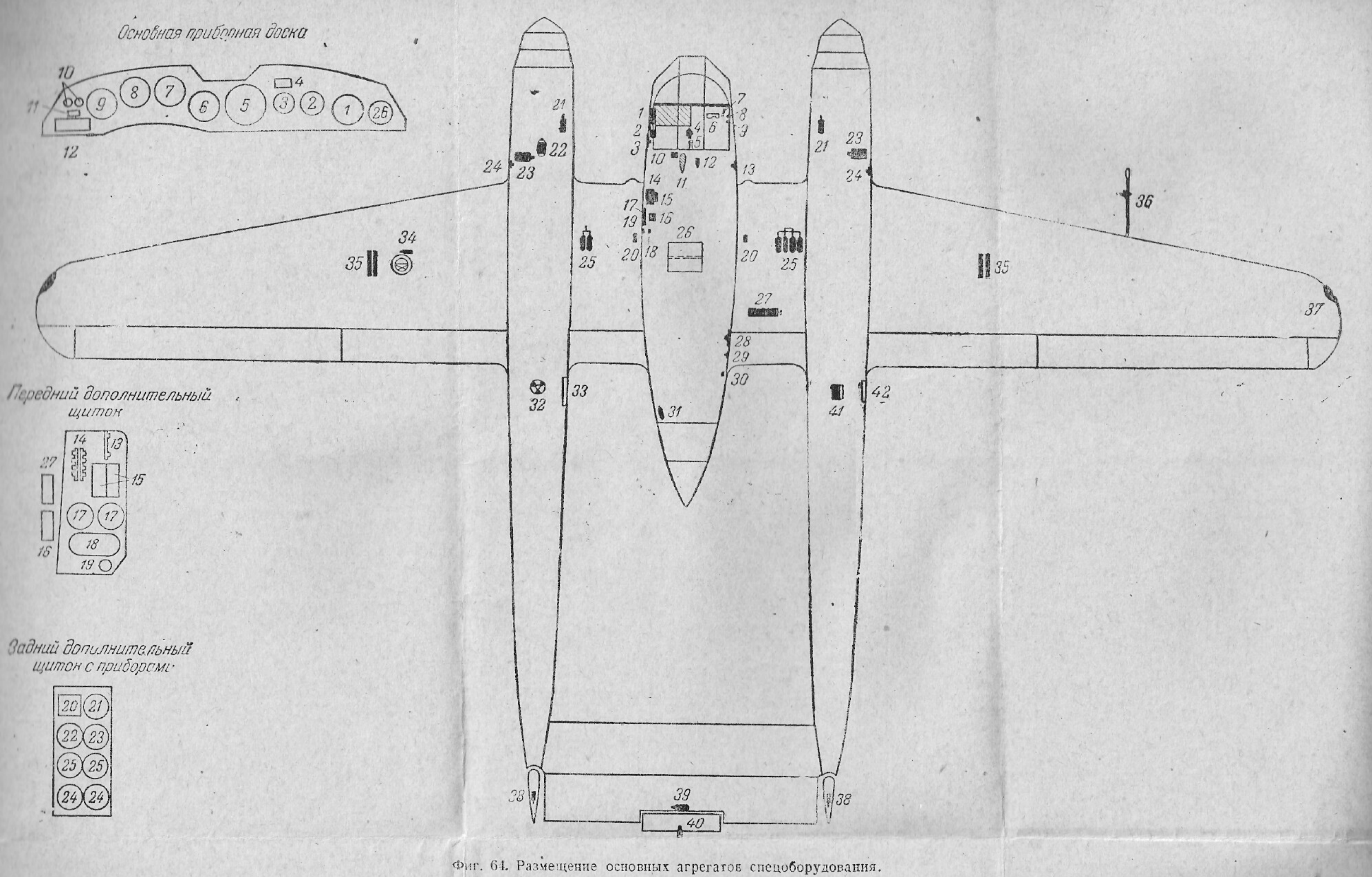
Включение стартеров осуществляется из кабины летчика при помощи реле-включателей, питаемых от бортовой электросети.

11*

Таблица 17

Потребители электроэнергии на самолете Фокке-Вульф-189 А-2

№ по пор.	Потребители	Количество	Общее потребление *вт*	Примечание
1	Аэронавигационные огни	3	45	Бортовые АНО по 20 *вт*
2	Лампы освещения приборов и кабины	8	28	4 шт. по 2 *вт* и 4 шт. по 5 *вт*
3	Электрообогрев трубки Пито	1	30	
4	Посадочная фара:			
	а) лампа	1	200	
	б) электромотор выпуска и уборки фары	1	45	
5	Указатель поворота	1	2	
6	Дистанционный компас	1	10	
7	Термометры масла	2	10	По 5 *вт* каждый
8	Бензиномеры	2	10	То же
9	Указатели положения триммеров	2	10	То же
10	Сигнализация шасси и щитков	1	50	
11	Электромеханизм триммера руля высоты	1	10	
12	Электромеханизм триммера руля направления	1	10	
13	Переносная лампа	1	5	
14	Электростартеры прямого действия	2	1400	По 700 *вт* каждый. Питаются только от наземных аккумуляторов
15	Электромеханизмы управления щитками	1	160	
16	Пусковое устройство и пусковое зажигание	1	50	
17	Управление шагом винтов	2	150	
18	Электропривод турели стрелка	1	450	
19	Фотоаппарат	1	120	
20	Дымовая установка	1	30	
21	Электроспуски и электромеханизмы перезарядки неподвижных стрелковых установок	2	20	
22	Электромеханизмы бомбосбрасывания	1	20	
23	Источники питания зарядки электровзрывателей	1 комплект	80	
24	Питание радиостанций ФУГ-17 и ФУГ-25	—	200	



Фиг. 64. Размещение основных агрегатов спецоборудования.

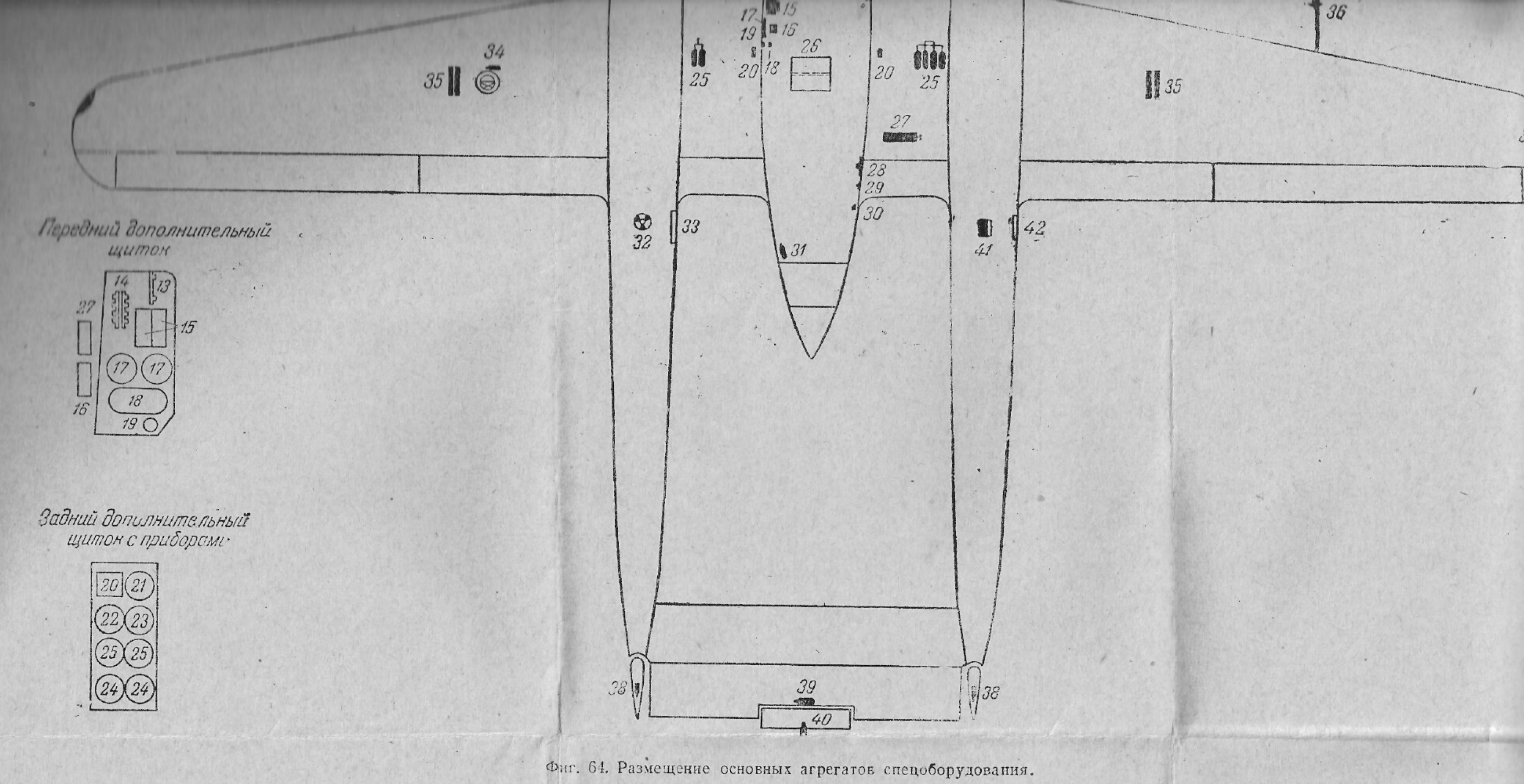
Основная приборная доска

1—двухстрелочный мановакуумметр; *2*—указатель дистанционного компаса; *3*—индикатор РПК; *4*—выключатель триммеров руля направления; *5*—авиагоризонт; *6*—указатель поворота; *7*—вариометр; *8*—высотомер; *9*—указатель скоро-

дикатор положения триммеров руля направления; *23*—индикатор положения триммера руля высоты; *24*—бензиномер; *25*—м нометр масла и бензина; *26*—реостат освещения приборной доски; *27*—выключатель лампы фары.

Основные агрегаты самолета

РПК Е-4; *16*—аккумулятор; *17*—центральный распределительный электрощит; *18*—регуляторная коробка; *19*—световой фильтр; *20*—электроспуск пулеметов MG-17; *21*—электромоторы привода изменения шага винта; *22*—генератор; *23*—электромоторы стартера; *24*—аэродромные розетки питания стартера; *25*—кислородные баллоны; *26*—люк для фотоаппарата; *27*—электромотор привода щитков; *28*—кислородный прибор стрелка; *29*—штуцер бортовой зарядки ки-



Фиг. 64. Размещение основных агрегатов спецоборудования.

Основная приборная доска

1—двухстрелочный мановакуумметр; 2—указатель дистанционного компаса; 3—индикатор РПК; 4—выключатель триммеров руля направления; 5—авиагоризонт; 6—указатель поворота; 7—вариометр; 8—высотомер; 9—указатель скорости; 10—лампы сигнализации вооружения; 11—сигнальный блинкер обогрева трубки Пито; 12—коробка выключения и контроля вооружения; 13—ручка выпуска шасси; 14—пожарный кран; 15—выключатель зажигания; 16—выключатель управления фарой; 17—термометр масла; 18—контроль положения шасси и закрылков; 19—главный выключатель сети (аккумулятора); 20—выключатель управления шагом винта; 21—выключатель управления закрылками; 22—индикатор положения триммеров руля направления; 23—индикатор положения триммера руля высоты; 24—бензиномер; 25—манометр масла и бензина; 26—реостат освещения приборной доски; 27—выключатель лампы фары.

Основные агрегаты самолета

1—приборная доска и дополнительный щиток; 2—дополнительный приборный щиток; 3—кислородный прибор летчика; 4—кислородный прибор наблюдателя и абонентский аппарат летчика; 5—щиток с выключателями освещения; 6—предохранительные щитки вооружения; 7—телеграфный ключ радиостанции ФУГ-16; 8—абонентский аппарат наблюдателя; 9—пульт управления радиостанцией ФУГ-16; 10—ручной фотоаппарат; 11—рамка и вспомогательная антенна Е-4; 12—антенна радиостанции; 13—аэродромная розетка; 14—приемо-передатчик радиостанции ФУГ-16; 15—приемник РПК Е-4; 16—аккумулятор; 17—центральный распределительный электрощит; 18—регуляторная коробка; 19—световой фильтр; 20—электроспуск пулеметов MG-17; 21—электромоторы привода изменения шага винта; 22—генератор; 23—электромоторы стартера; 24—аэродромные розетки питания стартера; 25—кислородные баллоны; 26—люк для фотоаппарата; 27—электромотор привода щитков; 28—кислородный прибор стрелка; 29—штуцер бортовой зарядки кислородом; 30—абонентский аппарат СПУ стрелка; 31—электромотор привода задней турели; 32—матка дистанционного компаса; 33—люк для подхода к матке дистанционного компаса; 34—фара и электромотор выпуска и уборки ее; 35—бомбодержатели; 36—трубка Пито; 37—аэронавигационные огни на крыльях; 38—электромотор привода триммеров рулей направления; 39—электромотор привода триммера руля высоты; 40—хвостовой огонь; 41—умформеры радиостанции ФУГ-16; 42—люк для подхода к умформеру И-17.

Для посадки в ночных условиях на самолете, под левой плоскостью, установлена выдвижная фара фирмы Цейс с лампой мощностью 200 *вт*. Диаметр светового отверстия фары 200 *мм*.

Новым в электрооборудовании ФВ-189 А-2, по сравнению с электрооборудованием самолетов Ю-88, До-215, Ме-110 и Ме-109, является следующее.

1. Применение выдвижной фары и ее электромеханизм.
2. Электромеханизмы триммеров рулей высоты и направления. Особый интерес представляет электромотор этих механизмов мощностью 4,5 *вт*, с постоянным магнитом (реверсирование электромотора осуществляется путем перемены полярности тока, подаваемого на щетки электромотора).
3. Электромеханизм закрылков.
4. Электромеханизм вращения турели стрелка.
5. Вместо обычного электробомбосбрасывателя применен специальный коммутационный щиток (небольших габаритов).
6. Применение комбинированного компактного щитка сигнализации шасси и закрылков.
7. Применение электростартеров прямого действия (вместо обычно применяемых у немцев электроинерционных стартеров).

Радиооборудование. На самолете устанавливается приемо-передаточная ультракоротковолновая радиостанция типа ФУГ-17, самолетное переговорное устройство, радиополукомпас типа «EZ-4» и радиоустройство для слепой посадки фирмы «Лоренц».

Кроме того, на самолете имеются места для установки специальной ультракоротковолновой радиостанции ФУГ-25.

Приемо-передатчик радиостанции ФУГ-17 установлен на левом борту кабины, непосредственно за сиденьем летчика.

Антенное устройство выполнено в виде штыря, помещенного в полой текстолитовой мачте, которая установлена снаружи под кабиной летчика.

Приемник радиополукомпаса «EZ-4» устанавливается под приемо-передатчиком ФУГ-17, на левом борту кабины. Снаружи кабины под сиденьем летчика установлена неподвижная рамка в обтекателе из специального плексигласа. На внутренней поверхности обтекателя нанесена металлическая сетка — антенна радиополукомпаса.

Радиостанция ФУГ-17 предназначена для связи с артиллерийскими и танковыми частями, действующими на поле боя. Радиополукомпас «EZ-4» служит для самолетовождения по радио. Радиостанция ФУГ-25 служит для опознавания своего самолета.

Фотооборудование. На самолете предусмотрена установка фотоаппарата типа RB-20/30.

В полу кабины, вблизи места радиста, имеется люк размером 0,5×0,5 *м*, над которым крепится легкосъемная рама фотоаппарата.

Кислородное оборудование. На самолете в трех точках установлены кислородные приборы легочного типа фирмы Ауэр: для летчика, радиста и стрелка.

Шесть несъемных баллонов емкостью 2 *л* каждый при 150 *ат* расположены в плоскостях: в левой плоскости два и в правой — четыре. Штуцер бортовой зарядки расположен с правой стороны фюзеляжа.

Для пользования кислородом необходимо перед полетом или в полете открыть три вентиля, находящиеся в кабине стрелка, для подачи кислорода ко всем точкам. Пользование кислородным оборудованием удобное.

Летно-тактические данные самолета

При испытании самолета Фокке-Вульф-189 А-2 в НИИ ВВС Красной Армии получены следующие основные данные:

а) максимальная скорость 300 *км/час* (у земли),

б) время подъема на высоту 5000 *м* — 25 мин.,

в) практический потолок — 6750 *м*,

г) длина разбега — 460 *м*,

д) взлетная дистанция до набора высоты 25 *м* — 1140 *м*.

По технике пилотирования самолет прост и доступен летчикам средней и ниже средней квалификации.

Рулежка по земле производится на режиме 600—800 об/мин. Обзор из кабины как на рулежке, так и в воздухе хороший. На рулежке самолет послушен и не требует применения тормозов.

На разбеге самолет устойчив. Отрывается (со щитками, установленными в положение «старт») на скорости 120 *км/час* по прибору. Набор высоты производится на скорости 180 *км/час* по прибору.

Устойчивость, управляемость и маневренность самолета хорошие. Нагрузки на рули при пилотировании небольшие; давления, возникающие при изменении режима полета, легко снимаются триммерами. Сбалансированный триммерами самолет может выполнять горизонтальный полет с брошенным управлением. Триммеры эффективны, электрическое управление ими весьма удобно, особенно триммером руля высоты (расположено на штурвале).

При отказе одного из моторов самолет хорошо летит по горизонтали на одном моторе и может набирать высоту. Скороподъемность его при этом невелика и составляет на высоте 500 *м* около 1 *м/сек* по вариометру. На одном моторе самолет хорошо разворачивается в сторону работающего и неработающего мотора, без снижения.

Планирует самолет устойчиво со щитками, выпущенными в положение «старт», на скорости 180 *км/час*. С полностью выпущенными щитками самолет планирует на скорости 140—150 *км/час*. При выпуске щитков наблюдается неравномерное их открытие, вследствие чего на планировании самолет сильно кренится вправо. Крен легко устраняется штурвалом.

На посадке самолет прост. Пробег выполняет без тенденций к разворотам.

Приборы и рычаги управления в кабине вполне обеспечивают контроль работы ВМГ и полеты в сложных метеорологических условиях.

Обзор летчика вперед, в стороны и вниз отличный. Обзор с места штурмана в передней полусфере также хороший. Штурман может хорошо просматривать местность в плане и перспективе, что особенно важно при разведке и корректировке артиллерийской стрельбы. Фонарь остеклен плоскими листами высококачественного плексигласа (с прозрачной, ровной, без царапин и вмятин поверхностью), что обеспечивает хорошее наблюдение с самолета.

Размещение штурмана рядом с летчиком позволяет переговариваться без специального переговорного аппарата и облегчает выполнение боевых заданий.

Навигационные приборы и бомбардировочная аппаратура расположены удобно. Условия наводки самолета на цель для бомбометания хорошие.

Передвижное и вращающееся сиденье штурмана позволяет, не вставая с сиденья, отодвигаться назад и, развернувшись на 140—160°, вести оборону самолета с верхней блистерной установки. Недостатком сиденья штурмана является то, что оно не имеет спинки, вследствие

чего штурман вынужден все время держать корпус наклоненным вперед. Полет в таком положении быстро утомляет.

Радиостанция на самолете смонтирована так, что при разведке или корректировке штурман, не отрываясь от наблюдения, может работать на ней.

Подогрев кабины весьма эффективен и обеспечивает получение любой требуемой температуры. Недостатком кабины является слабое бронирование. Бронированное сиденье летчика защищает только одного летчика от пуль калибра 7,62 *мм.* Отсутствие защиты штурмана и стрелка, а также недостаточно мощное вооружение задней и верхней стрелковых установок (пулеметы калибра 7,92 *мм*) делают самолет уязвимым.

Особенности кабины:

1. Удачное размещение всех лиц экипажа, обеспечивающее надежную непосредственную связь между ними и легкость взаимной замены.
2. Отличный обзор с каждого рабочего места благодаря хорошему остеклению кабины.
3. Продуманное размещение всего необходимого для полета оборудования и вооружения.

Таблица 18

Сравнительные летно-тактические данные модификаций ФВ-189

Данные	ФВ-189 А-1	ФВ-189 А-2
Год выпуска	1940	1941—42
Тип мотора	2 Аргус As-410	2 Аргус As-410 A-1
Мощность мотора, *л. с.* / на высоте, *м*	360/3000	380/1750
Вооружение	Вперед в крыле неподвижн. 2×7,92/1000 Назад вверх на турели 1×7,92/450 Назад вниз на турели 1×7,92/750	Вперед в крыле неподвижн. 2×7,92/1320 Назад вверх на турели 1×7,92/1500 Назад вниз 2×7,92/2000 Спарка турельных пулеметов
Бомбовая нагрузка	4×50 *кг* под крылом	4×50 *кг* под крылом
Максимальная скорость у земли, *км/час*	290	300
Максимальная скорость, *км/час* / на высоте, *м*	325/3000	285/3000
Время подъема, мин. / на высоту, *м*	11/4000	25/5000
Длина разбега, *м*	470	460
Взлетная дистанция, *м*		1140

Продолжение

Данные	ФВ-189 А-1	ФВ-189 А-2
Посадочная скорость, *км/час*	—	120
Дальность полета на скорости и высоте, *км* / *км/час* / *м*	750 / 300 / 3000	865 / 230 / 5000
Запас горючего, *кг*	320	320
Полетный вес норм. / перегр. *кг*	3950 / 4170	4040 / 4240
Удельная нагрузка на крыло, *кг/м*^{2}	102	104
Мощность на 1 *кг* веса, *л. с./кг*	0,182	0,187
Мощность на кв. метр, *л. с./м*^{2}	18,5	19,6

Выводы

Двухбалочная схема, осуществленная на самолете ФВ-189, является одной из наиболее удачных схем для самолета типа «войсковой разведчик и корректировщик артиллерийского огня», что подтверждается систематическим применением этого самолета на фронте.

Самолет ФВ-189 А-2 имеет отличный обзор, удобен для работы экипажа, прост в пилотировании и допускает полет на одном моторе.

Удобство подходов и замены отдельных агрегатов самолета (моторов, приборов и оборудования), надежная их работа, наличие таблиц, указателей, специальных меток, ограничителей и т. д. делают самолет простым в эксплоатации и легко осваиваемым.

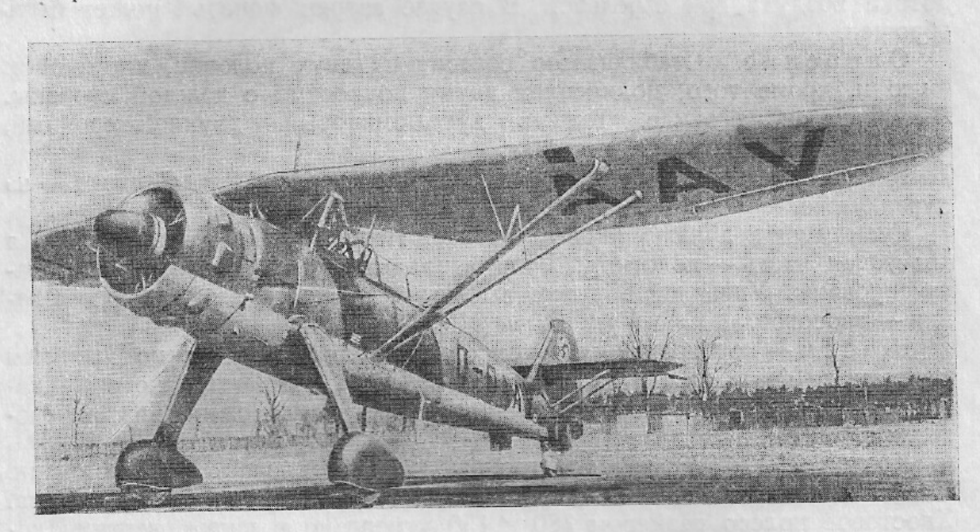
Самолет достаточно полно оснащен всем необходимым оборудованием для полетов в сложных метеорологических условиях.

В ходе войны самолет не подвергался изменениям конструкции или оборудования. Вооружение его несколько усилено путем установки на задней точке пулеметной спарки вместо одиночного пулемета на ФВ-189 А-1.

Низкие летные данные самолета, наличие только мелкокалиберного оружия и слабая бронезащита экипажа дают возможность уничтожать ФВ-189 не только истребителям, но также штурмовикам и фронтовым бомбардировщикам.

Хеншель Хш-126

Самолет Хш-126 (фиг. 65) является ближним разведчиком и корректировщиком артиллерийского огня, а также используется для ночного бомбометания. По схеме он представляет собою подкосный моноплан-парасоль с большим вырезом крыла в средней части для улучшения обзора.



Фиг. 65. Общий вид самолета Хш-126.

Моторы звездообразные, двух типов: Брамо 323 «Фафнир» и BMW-132 Dc.

Вооружение — два пулемета:

а) синхронизированный пулемет MG-17 калибра 7,92 *мм*,

б) подвижной пулемет MG-15 на установке Арадо для стрельбы назад.

Экипаж — два человека: летчик и наблюдатель.

Краткое описание конструкции

Крыло. Форма крыла в плане — стреловидная; в средней части имеется большой вырез для улучшения обзора. Укреплено крыло на кабане из N-образных стоек с расчалками и соединено V-образными подкосами (с легкими контрподкосами) с нижней частью фюзеляжа.

Крыло состоит из двух частей, соединяемых по оси самолета. Конструкция крыла двухлонжеронная. Полки лонжеронов из прессованных

дуралюминовых L-образных профилей, стенки — из листового дуралюмина.

Нервюры ферменного типа.

Обшивка крыла из листового дуралюмина, за исключением небольших участков на нижней поверхности, обтянутых полотном.

Элероны щелевого типа, обшиты полотном, имеют статическую и аэродинамическую компенсацию. На задних кромках имеются неуправляемые триммеры. Между элеронами по всей задней кромке расположены щелевые закрылки, управляемые от гидравлической системы.

Фюзеляж представляет собою полумонокок овального сечения. Передняя и средняя части состоят из четырех лонжеронов, стрингеров и силовых шпангоутов. На лонжеронах предусмотрены узлы для крепления стоек кабана, подкосов крыла, подмоторной рамы и шасси. Задняя часть фюзеляжа состоит из U-образных шпангоутов и Z-образных стрингеров.

Обшивка дуралюминовая.

Кабины закрыты общим раздвижным фонарем из плексигласа. Задняя часть фонаря имеет откидные секции, защищающие стрелка от потока воздуха при стрельбе. В случае аварии фонарь может быть сброшен.

Оперение. Стабилизатор состоит из двух половин, крепится к килю и, кроме того, подкреплен двумя подкосами с каждой стороны. Регулируется на земле. Каркас дуралюминовый, двухлонжеронный, обшивка дуралюминовая, несущая.

Киль — двухлонжеронный; лонжероны, нервюры и обшивка — из дуралюмина.

Рули имеют дуралюминовый каркас. Носок обшит дуралюмином, а хвостовая часть — полотном. Рули аэродинамически и статически сбалансированы. Управление рулем высоты — жесткое, а рулем направления — тросовое.

Шасси — неубирающееся, консольное. Стойки шарнирно крепятся к узлам на фюзеляже и заканчиваются наверху рычагами, которые соединяются с амортизаторами Урдингер, установленными внутри фюзеляжа.

Колеса 710 × 220 *мм*, электронные, с гидравлическими тормозами. Стойки и колеса закрыты съемными обтекателями из легкого сплава. Хвостовое колесо размером 380 × 150 укреплено в вилке, верхний конец соединен с амортизатором Урдингер. Колесо ориентируется, на разбеге и пробеге стопорится в среднем положении.

Винтомоторная группа

На самолетах устанавливаются моторы двух типов:

а) звездообразный мотор воздушного охлаждения Брамо 323 «Фафнир» номинальной мощностью 780 *л. с.* на высоте 4300 *м* при 2350 об/мин.;

б) звездообразный мотор воздушного охлаждения BMW-132 Dc номинальной мощностью 790 *л. с.* на высоте 2900 *м* при 2130 об/мин.

На обоих вариантах самолета установлены винты типа VDM — трехлопастные, деревянные; управление поворотом лопастей электрическое, диаметр винта — 3,6 *м*.

Подмоторная рама одного типа для обоих вариантов; состоит из электронного кольца и восьми трубчатых дуралюминовых стержней; крепится к фюзеляжу на четырех болтах. Мотор крепится к кольцу на эластичных прокладках при помощи девяти болтов.

Капоты типа НАКА с выколотками для головок цилиндров и регулируемой юбкой.

Бензосистема. Горючее размещается в бензобаке емкостью 540 *л*, установленном в фюзеляже под полом кабины пилота.

Маслосистема. Масло размещается в баке емкостью 36 *л*, установленном сзади мотора, перед противопожарной перегородкой. Маслорадиатор находится внизу за мотором. Для регулировки охлаждения во входном патрубке имеется специальная заслонка, управляемая летчиком.

Система запуска. Запуск производится от электроинерционного стартера Бош-Эклипс, имеющего также и ручной привод.

Специальное оборудование

Аэронавигационное оборудование. На самолете установлены все необходимые аэронавигационные и моторные приборы.

Магнитный компас, который раньше устанавливался в вырезе на крыле, на самолетах последних серий перенесен в хвост фюзеляжа; показания компаса дублируются у летчика и у наблюдателя.

Электрооборудование. Источниками электроэнергии являются генератор и аккумулятор. Генератор на самолетах первых серий установлен под фюзеляжем и имеет привод от ветрянки, а на последних сериях — на моторе и имеет привод от мотора. Аккумулятор расположен в кабине летчика.

Потребители электроэнергии — ночное оборудование, состоящее из освещения приборов, фары и средств связи.

Средства связи. На самолете в кабине наблюдателя установлена двухсторонняя радиостанция Телефункен 901A-F с выпускной и жесткой антеннами.

Фотооборудование состоит из фотоаппарата фирмы Цейс для маршрутной съемки, установленного позади наблюдателя, и ручного фотоаппарата на 300 снимков.

Для тренировочных целей на передней левой стойке кабана устанавливается кинофотопулемет фирмы Цейс.

Кислородное оборудование. В обеих кабинах установлены кислородные приборы старого типа.

Вспомогательное оборудование состоит из:

а) аппарата для получения дымовых завес и сигнализации при корректировке артиллерийской стрельбы, установленного с левой стороны фюзеляжа; управление этим аппаратом расположено на приборной доске в кабине наблюдателя;

б) крюка для буксировки планеров, установленного в хвосте фюзеляжа; управление защелкой крюка находится у летчика.

Вооружение

Стрелковое вооружение. Для стрельбы вперед служит один неподвижный синхронизированный пулемет MG-17 калибра 7,92 *мм*, установленный в фюзеляже перед кабиной летчика. Запас патронов — 500 шт. Прицел — коллиматорный; установлен внутри козырька кабины пилота. Управление стрельбой — от гашетки, находящейся на ручке управления самолетом.

Для стрельбы назад служит подвижный пулемет MG-15 калибра 7,92 *мм*, установленный на шкворневой установке фирмы Арадо.

Запас патронов — 15 магазинов по 75 патронов в каждом, всего 1125 шт. Магазины расположены в трех кассетах.

Бомбардировочное вооружение. Для вертикальной подвески 10 бомб калибра 10 *кг* в специальной рамке позади кабины наблюдателя установлены два кассетных бомбодержателя. Для сбрасывания бомб в кабине наблюдателя установлен бомбосбрасыватель и прицел.

Бронирование

Для защиты летчика и наблюдателя установлены спинки, изготовленные из 8-*мм* брони. Для обеспечения доступа к наблюдателю верхняя часть спинки летчика сделана на шарнирах и при помощи специального рычага, установленного в кабине летчика с правой стороны, откидывается вниз.

Уязвимые места (фиг. 66)

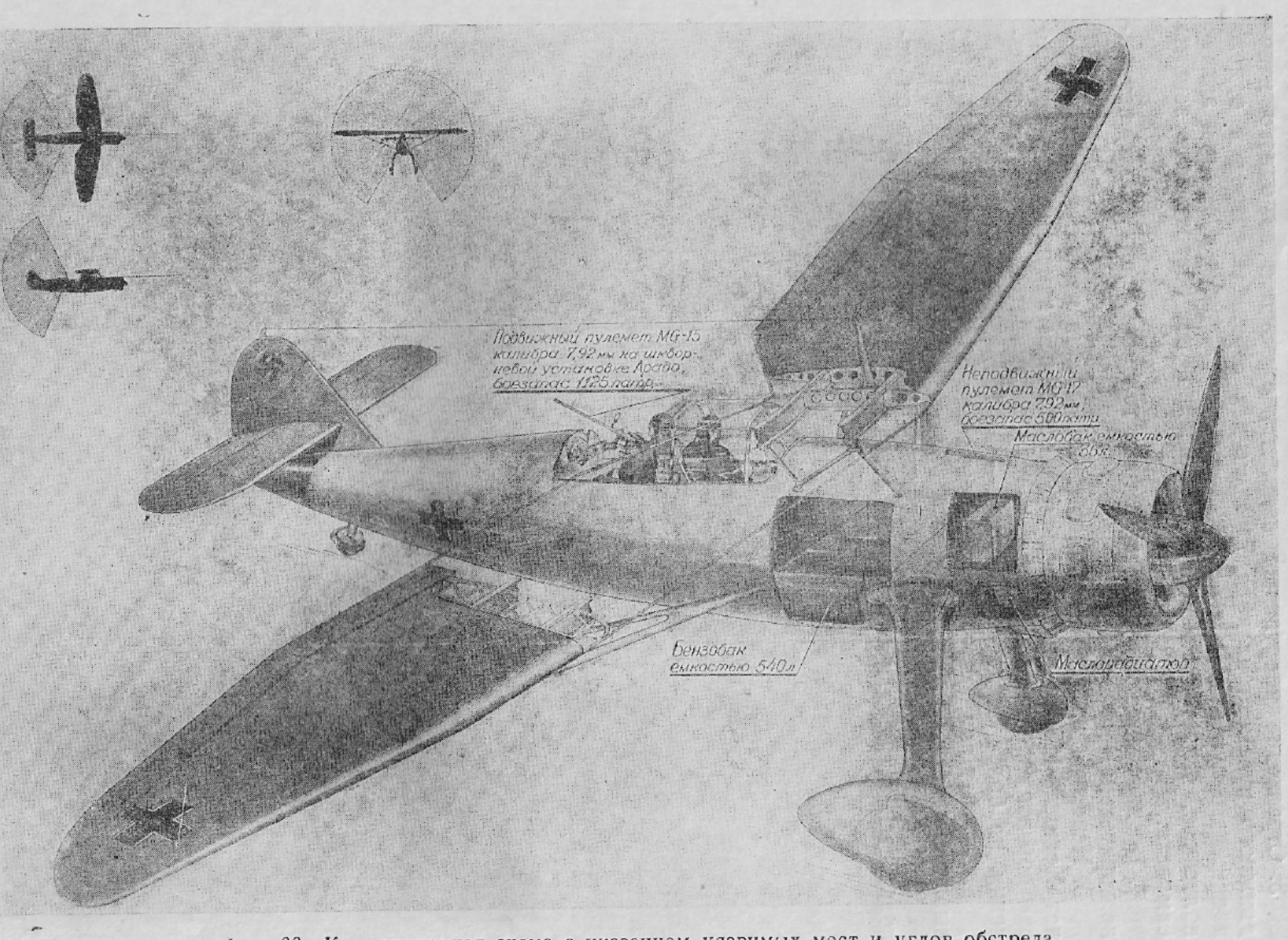
1. Незабронированный бензобак, установленный в фюзеляже под полом кабины пилота.
2. Незабронированный маслобак, установленный за мотором.
3. Маслорадиатор, установленный сзади, снизу мотора.
4. Летчик и наблюдатель, не защищенные спереди и с боков.

Летно-тактические данные самолета

Данные	Самолет Хш-126 с мотором Брамо 323 „Фафнир“	Самолет Хш-126 с мотором BMW-132 Dc	Примечание
Размах крыла, *м*	14,50	14,50	[1] В числителе для варианта разведчика, а в знаменателе—для варианта бомбардировщика
Длина самолета, *м*	10,85	10,85	
Высота самолета, *м*	4,30	4,30	
Ширина колеи шасси, *м*	2,65	2,65	
Площадь крыла, $м^2$	31,6	31,6	
Вес пустого самолета, *кг*	2160	2050	
Полетный вес, *кг*	3220/3284 [1]	3150	
Номинальная мощность мотора, *л. с.* / на высоте, *м*	780 / 4300	790 / 2900	
Максимальная скорость у земли, *км/час*	307	—	
Максимальная скорость, *км/час* / на высоте, *м*	370 / 5000	355 / 3000	
Крейсерская скорость, *км/час* / на высоте, *м*	314 / 4000	300 / 3000	
Максимальная скорость пикирования, *км/час*	480	480	
Скорость отрыва при разбеге, *км/час*	97	—	
Посадочная скорость, *км/час*	90	95	
Время подъема, мин. / на высоту, *м*	11,7 / 6000	13,5 / 6000	
Практический потолок, *м*	8050	8900	
Дальность полета на крейсерской скорости, *км*	1000	950	
Разбег, *м*	294	—	
Пробег, *м*	415	—	

Выводы

1. Самолет Хш-126 поступил на вооружение немецкой авиации в 1938 г. в качестве разведчика поля боя и корректировщика артиллерийского огня.



Фиг. 66. Компоновочная схема с указанием уязвимых мест и углов обстрела.

2. Первоначальное назначение самолета — ближняя разведка и корректирование артиллерийского огня — предопределило схему самолета — подкосный моноплан с высокорасположенным крылом (парасоль). Такая схема самолета обеспечивает экипажу хороший обзор.

3. Стрелковое вооружение самолета, состоящее из одного неподвижного пулемета калибра 7,92 *мм* для стрельбы вперед и одного подвижного пулемета калибра 7,92 *мм* для стрельбы в верхней задней полусфере, является слабым и совершенно не обеспечивает защиты самолета.

4. Бронирование по углам защиты и толщине брони (8 *мм*) неудовлетворительно.

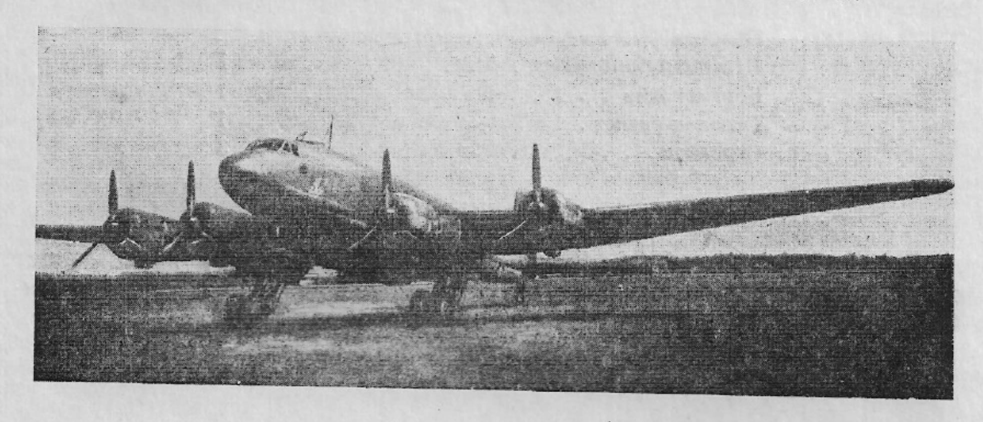
5. Несмотря на длительный срок пребывания на вооружении, самолет Хеншель-126 не подвергался существенным изменениям и еще до сих пор применяется на фронте наряду с самолетом такого же назначения, но более позднего выпуска, — ФВ-189.

6. Аппарат для получения дымовых завес облегчает самолету Хш-126 выполнение его боевых задач.

7. Наличие на самолете буксирного крюка показывает, что он используется также для буксировки легких планеров.

Фокке-Вульф ФВ-200 С-3

Самолет ФВ-200 впервые был выпущен в 1937 г. фирмой Фокке-Вульф в Бремене как пассажирский самолет для дальних авиалиний. Он имел 26 пассажирских мест. Экипаж его состоял из четырех человек: двух пилотов, радиста и буфетчика. На первых сериях самолета устанавливались моторы BMW-132G или BMW-132Dc мощностью 720 *л. с.* каждый на высоте 900 *м* и 665 *л. с.* на высоте 3800 *м*.



Фиг. 67. Вид ФВ-200 С-3 спереди.

На самолетах серии ФВ-200В выпуска 1939 г. винтомоторная группа была усилена установкой моторов BMW-132 H-1 с управляемыми юбками капотов (взлетная мощность 880 *л. с.*, номинальная мощность 830 *л. с.* на высоте 1100 *м* по фирменным данным). Эта модификация отличается от первоначального образца несколько измененной конструкцией стабилизатора и руля направления. Одинарные колеса шасси заменены спаренными. В остальном конструкция самолета осталась прежней.

Оба эти варианта самолета рекламировались в печати под названием «Кондор».

В ходе воздушной войны немцы скоро обнаружили недостаточную дальность своих двухмоторных бомбардировщиков для борьбы с судоходством союзников на атлантических морских коммуникациях. Поэтому в 1940—1941 гг. они спешно переоборудовали ФВ-200 для применения в качестве дальнего бомбардировщика и выпустили его под маркой ФВ-200С (в печати известен под маркой «Курьер»).

Бомбардировщик ФВ-200 С-3 (фиг. 67) не имеет существенных конструктивных отличий от первоначального образца, за исключением уста-

новки несколько более мощных и более высотных моторов Брамо «Фафнир» и размещения необходимого оборудования и вооружения.

На этом самолете:

а) снизу фюзеляжа пристроена удлиненная гондола для подвески бомб и установки двух стрелковых точек;

б) сверху фюзеляжа установлены две пулеметные турели, закрытые фонарями: одна впереди, другая ближе к хвосту;

в) смонтированы шесть стрелковых точек: две сверху фюзеляжа, на турелях; по одной — в окнах на правом и левом бортах фюзеляжа; по одной — в переднем и заднем отсеках подфюзеляжной гондолы;

г) для защиты некоторых членов экипажа установлена пулестойкая броня;

д) установлены четыре подкрыльных бомбодержателя для наружной подвески бомб калибра 500—1400 *кг*, два бомбодержателя внутри гондолы для подвески бомб калибра 250—500 *кг* и замки внутри гондолы для кассет с бомбами малых калибров; для выполнения бомбардировочных задач самолет снабжен необходимым оборудованием (прицел, сбрасыватели и т. д.);

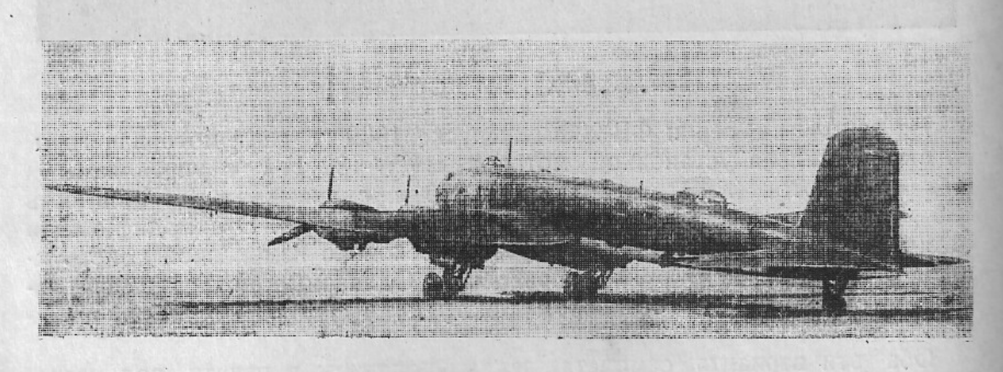
е) внутри фюзеляжа дополнительно установлены пять бензобаков общей емкостью 5500 *л*; все бензобаки протектированы.

Экипаж самолета состоит из восьми человек:

Пилотов	2
Штурман-бомбардир	1
Бортмеханик	1
Стрелок-радист	1
Стрелков	3

Краткое описание конструкции

Бомбардировщик Фокке-Вульф ФВ-200 С-3 (фиг. 68) представляет собой четырехмоторный металлический моноплан с низкорасположенным крылом и полностью убирающимся шасси.



Фиг. 68. Самолет Фокке-Вульф ФВ-200 С-3. Вид сзади.

Шасси убирается вперед, в мотогондолы внутренних моторов. Хвостовое оперение обычное — однокилевое.

Особенностями конструкции являются:

а) однолонжеронное крыло с системой вспомогательных лонжеронов; отъемные части крыла на участках от главного лонжерона до задней кромки обтянуты полотном;

б) шасси и костыль с оригинальной схемой уборки;

в) на всех органах управления самолета имеются флетнеры и триммеры;

г) применение простой конструкции термического антиобледенителя крыла и системы подогрева экипажа.

Крыло самолета. Форма крыла в плане трапецевидная. Крыло состоит из центроплана, составляющего одно целое с фюзеляжем, и двух отъемных частей. Отъемные части крыла крепятся к центроплану за внешними моторами. Каркас центроплана и отъемных частей имеет один главный лонжерон и ряд вспомогательных лонжеронов ферменного типа. Обшивка центроплана металлическая, отъемных частей крыла — металлическая от носка до основного лонжерона и полотняная от основного лонжерона до задней кромки. Нервюры крыла и подкрепляющие обшивку стрингеры выполнены из дуралюмина.

К центроплану в местах установки средних моторов крепится шасси. На крыле вдоль задней кромки установлены посадочные щитки и элероны типа Фрайз.

В центроплане размещены восемь бензобаков. Для доступа к бензобакам на нижней обшивке центроплана имеются легкосъемные панели. На левой консоли крыла снизу установлена выпускная посадочная фара.

Носки консолей крыла имеют термические антиобледенители. Носки — легкосъемные, крепятся к крылу на шурупах.

Посадочные щитки типа Шренк занимают по размаху центроплан и часть консолей крыла. Щитки делятся на шесть частей, три из которых расположены слева и три — справа от фюзеляжа. Для взлета щитки открываются на 15°, для посадки — на 60°.

Элероны выполнены из двух частей каждый и по размаху занимают около ¾ длины отъемных консолей крыла. Конструкция элерона однолонжеронная. Носок покрыт металлической обшивкой, остальная часть — полотном.

В весовом отношении элерон уравновешен. Аэродинамическая компенсация — осевая. Внешняя часть элерона крепится на трех шарнирах, внутренняя — на двух. На каждом элероне установлены флетнеры. Флетнер левого элерона является также триммером, управляемым с помощью электромеханизма.

Фюзеляж. Конструкция фюзеляжа — полумонокок. Силовая схема представляет собой набор дуралюминовых шпангоутов и стрингеров. Обшивка фюзеляжа дуралюминовая.

В передней части фюзеляжа расположена кабина пилотов. За ней место штурмана-бомбардира и стрелка-радиста. Отсек штурмана-бомбардира имеет в полу люк, сообщающий фюзеляж с передней частью подфюзеляжной гондолы — боевой рубкой. Штурман имеет возможность, в зависимости от обстановки, занимать место в фюзеляже или в передней части гондолы. Над отсеком штурмана установлена турельная стрелковая установка, обслуживаемая радистом. За отсеком для штурмана-бомбардира в фюзеляже установлены бензобаки и пульт управления фюзеляжными бензобаками.

Рабочее место бортмеханика — у пульта управления фюзеляжными бензобаками. За бензобаками в полу фюзеляжа имеется люк, сообщающий фюзеляж с задней частью подфюзеляжной гондолы — месторасположением стрелка нижней задней стрелковой установки.

Далее, по бортам самолета в окнах смонтированы бортовые стрелковые установки и кассеты под пулеметные магазины. За бортовыми установками на левом борту имеется входная дверь с приспособлением для аварийного сбрасывания ее в полете. За дверью, ближе к хвосту,

расположен отсек, над которым сверху фюзеляжа установлена верхняя задняя стрелковая точка.

Средняя часть гондолы используется для внутренней подвески бомб. Створки бомбоотсека гондолы приводятся в действие механической лебедкой.

Предусмотрено также аварийное открытие створок бомбоотсека гондолы. Люки, сообщающие фюзеляж с передним и задним отсеками гондолы, прикрываются деревянными крышками.

Для доступа к управлению рулями высоты и направления, а также для прохода в хвостовую часть фюзеляжа в перегородке за отсеком верхней задней стрелковой установки имеется легкооткрывающийся люк.

Хвостовое оперение — свободнонесущее однокилевое.

Дуралюминовый каркас стабилизатора состоит из двух лонжеронов, нервюр и стрингеров. Обшивка металлическая. Носок стабилизатора легкосъемный, имеет пневматический антиобледенитель типа «Гудрич». Угол установки стабилизатора постоянный.

Руль высоты — однолонжеронной конструкции, состоит из правой и левой частей, соединенных между собой при помощи трубы. Носок руля имеет металлическую обшивку; остальная часть руля — полотняную. Аэродинамическая компенсация руля роговая. Весовая компенсация достигается двумя концевыми металлическими шайбами. На каждой половине руля высоты имеется по флетнеру, кроме того, на левой половине установлен триммер, управляемый электромеханически. Киль, как и стабилизатор, имеет два дуралюминовых лонжерона. Лонжероны в своей нижней части переходят в шпангоуты фюзеляжа. Обшивка киля металлическая. Передний носок киля снабжен пневматическим антиобледенителем и также, как у стабилизатора, легкосъемный.

По конструкции руль направления аналогичен рулю высоты. Весовая балансировка руля направления осуществлена при помощи специального противовеса, который при нейтральном положении руля не выступает за габариты киля.

Руль направления имеет регулируемый на земле флетнер и триммер, управляемый электромеханически.

Органы управления самолетом. Управление самолетом — двойное. Правая штурвальная колонка может выключаться. Для облегчения посадки летчика на сиденье левая штурвальная колонка имеет Г-образную форму. Педали регулируются по длине на 90 *мм* (вперед — назад) при помощи штурвальчика, расположенного на полу кабины. На педалях левого пилота установлено управление тормозами колес.

Рули высоты и направления имеют диференциальное управление, которое увеличивает ход штурвала или педалей в среднем положении и тем самым уменьшает усилие на управление. Усилия от штурвала передаются к соответствующим рулям через тяги, рычаги и тросы. На всех опорах поставлены шариковые подшипники. Тяги управления проложены под полом фюзеляжа. Доступ к управлению — через лючки.

Шасси и костыль, в противоположность обычной схеме, убираются вперед. Система подъема и выпуска шасси гидравлическая. Специального аварийного выпуска шасси на самолете не предусмотрено, так как шасси выпускается под действием собственного веса. В убранном положении шасси удерживается на замках с гидравлическим управлением. Шасси имеет по два спаренных колеса с двухсторонними тормозами колодочного типа. Размер колес шасси 1100×375 *мм*, костыля 685×250 *мм*. Система торможения гидравлическая. Имеется специальное приспособление для крепления поплавков.

Гидравлическая система. Гидравлическая система на самолете Фокке-Вульф-200 С-3 служит для управления подъемом и выпуском шасси и костыля, а также для управления посадочными щитками и тормозами колес.

Трубопроводы гидросистемы выполнены из труб алюминиевого сплава с наружными диаметрами 18, 15, 16 и 6 *мм* и окрашены в коричневый цвет с двумя поперечными красными линиями. В местах присоединения трубопроводов к силовым цилиндрам стоят гибкие шланги. Шланги стоят также в местах переходов трубопроводов системы от фюзеляжа к центроплану и от центроплана к мотогондолам, где установлены помпы. Это повышает надежность соединений гидросистемы и предотвращает нарушение герметичности при вибрациях. При помощи соединения типа «Аргус» трубопроводы связаны между собой и агрегатами.

Гидравлическая система работает от двух винтовых помп «Лайстриц» (фиг. 69), установленных на средних моторах. Общий бачок системы имеет емкость 35 *л*. Рабочей жидкостью в системе служит минеральное масло с примесью керосина.

Рабочее давление в силовых цилиндрах переменное и достигает 60 *кг/см*^{2}.

В случае отказа основных гидропомп для обслуживания посадочных щитков и тормозов имеется вспомогательная гидропомпа, работающая при 4000—5300 об/мин. Помпа приводится в действие электромотором, питаемым от общей сети.

При отказе гидросистемы шасси и костыль выпускаются под действием собственного веса и струи встречного воздуха.

Управление работой помп и включение их на ту или другую группу силовых цилиндров осуществляется поворотом ручки переключателя на правом борту кабины пилотов в одно из трех положений (фиг. 69):

нижнее — работают вспомогательная помпа (на тормоза) и главная помпа;

среднее — работают вспомогательная помпа (на тормоза) и посадочные щитки;

верхнее — работает главная помпа (на тормоза), вспомогательная помпа выключена.

При всех трех положениях ручки переключателя нельзя одновременно пользоваться управлением шасси и щитками, так как мощности помп нехватит.

Общий манометр гидросистемы со шкалой на 120 *кг/см*^{2} стоит за переключателем у правого борта и показывает рабочее давление в гидросистеме.

Управление подъемом и выпуском шасси производится кранами шасси, управляемыми из кабины пилотов посредством жестких тяг и рукоятки, помещенной в нижней части главного пульта управления.

Рукоятка может быть поставлена в два положения: верхнее — на подъем шасси, нижнее — на выпуск шасси.

Щитки-закрылки управляются краном закрылков посредством рукоятки с буквой «L», находящейся на главном пульте, по правую сторону от рукоятки крана шасси.

Для щитков предусмотрено три положения рукоятки:

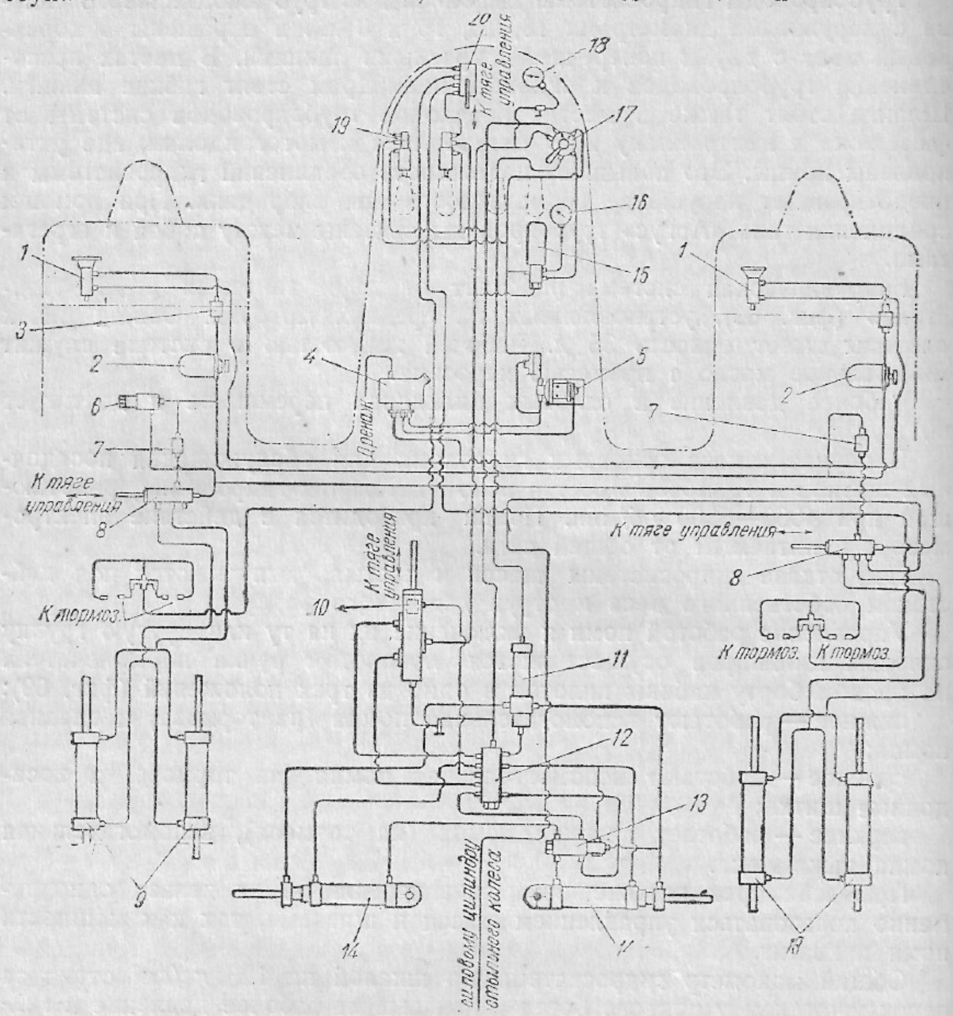
верхнее — в полете (щитки убраны);

среднее — при взлете (щитки отклонены на 15°);

нижнее — при посадке (щитки максимально отклонены).

При большой воздушной нагрузке на щитки они автоматически ставятся во взлетное положение путем открытия предохранительного клапана в гидросистеме.

Тормоза колес управляются только от левой пары педалей управления рулем направления посредством нажатия на их носки. Сила торможения зависит от силы нажатия на носок педали. К носкам педалей прикреплены редукционные клапаны, жидкость в которые может поступать как от основных помп, так и от вспомогательной помпы.



Фиг. 69. Схема гидравлической системы самолета ФВ-200 С-3.

1—винтовая мотопомпа „Лайстриц ; *2*—фильтр; *3*—обратный клапан; *4*—бачок; *5*—вспомогательная электролампа; *6*—разгрузочный клапан; *7*—обратный клапан; *8*—кран шасси; *9*—силовой цилиндр шасси; *10*—кран щитков; *11*—кран щитков вспомогательной помпы; *12*—порционер; *13*—гидравлический замок щитков; *14*—силовой цилиндр щитков; *15*—аккумулятор; *16*—манометр аккумулятора на 120 *кг/см*²; *17*—переключатель помп; *18*—манометр сети; *19*—педальные редукционные клапаны тормозов; *20*—стопорный кран тормозов.

Для торможения колес на стоянке при опробовании моторов в нижней части главного пульта имеется рукоятка стопорного крана, с помощью которого жидкость под давлением перекрывается в тормозной системе и давление в ней сохраняется без работы помп.

Гидравлическая система самолета Фокке-Вульф-200 С-3 по своей схеме проста и надежна в эксплоатации. Вспомогательная помпа с электроприводом облегчает эксплоатацию системы в наземных условиях и повышает ее надежность в полете. Монтаж трубопроводов выполнен тщательно. Соединения типа «Аргус» обеспечивают хорошую герметич-

ность. Маркировка проводки помогает легко разобраться в назначении того или иного трубопровода.

Термический антиобледенитель крыльев. Термический антиобледенитель передней кромки консолей крыла самолета Фокке-Вульф-200 С-3 работает по принципу использования тепла выхлопных газов. Воздух подогревается в калориферах, смонтированных на выхлопных патрубках каждого мотора.

Подогретый воздух от моторов поступает в переднюю кромку крыла (отдельно от внешнего и внутреннего моторов). Передняя кромка крыла представляет собой клепаную коробку, разделенную глухой перегородкой на верхнюю и нижнюю секции. Воздух из калорифера внутреннего мотора поступает в верхнюю секцию, из калорифера внешнего мотора — в нижнюю секцию. Передняя стенка коробки антиобледенителя — двойная, со щелевыми промежутками, которые служат для выхода нагретого воздуха из секции в атмосферу. Щели располагаются по всей длине консолей.

Жесткость передней кромки достигается выступами, распределенными по всей поверхности внутренней стенки коробки антиобледенителя. В местах выступов внешний лист обшивки антиобледенителя прикреплен к внутреннему.

Для контроля температуры нагрева кромки служат четыре термопары, которые располагаются в начале каждой секции обогрева и выведены через переключатель на общий индикатор на приборной доске.

Включается обогрев четырьмя ручками, управляющими дроссельными заслонками. В положении «выключено» воздух из калорифера поступает непосредственно в атмосферу.

Термический антиобледенитель консолей крыльев самолета Фокке-Вульф-200 С-3 конструктивно прост и надежен в эксплоатации. Температура воздуха на входе в секцию 120—150° С. Температурные перепады, создаваемые антиобледенителем (25—38° С), обеспечивают достаточную защиту большей части передней кромки от обледенения.

Винтомоторная группа

На самолете установлены четыре звездообразных 9-цилиндровых мотора воздушного охлаждения Брамо «Фафнир» 323 R/2 с винтами типа «VDM». Взлетная мощность каждого мотора 1000 *л. с.*, номинальная мощность 775 *л. с.* на высоте 4200 *м*.

Моторные установки и капоты. Моторные установки позволяют заменять мотор вместе с моторамой. Разъем всех трубопроводов сосредоточен на противопожарной перегородке. Моторы подвешены на эластичной амортизации и крепятся к мотораме на девяти болтах.

Моторама сварная из стальных труб; крепится к крылу четырьмя накидными гайками (немецкий стандарт).

Моторные капоты типа «НАКА».

Диаметр наружного капота	1430 *мм*
Длина капота до юбки	1100 „
Диаметр переднего кольца на входе воздуха	920 „
Диаметр кока винта	500 „
Площадь входного сечения	46 *дм*²
Площадь выходного сечения при полностью открытых юбках	41 *дм*²

Капоты внешних моторов состоят из четырех крышек. Верхняя и нижняя крышки соединяются шомполами. В средней части крышки

соединены стяжными замками, которые в закрытом положении контрятся замками «Дзус». Капоты внутренних моторов состоят из пяти частей и крепятся к каркасу замками «Ферри».

Количество воздуха, проходящего через капот мотора, регулируется юбкой капота. Юбка управляется электромотором, смонтированным на мотораме. Электромотор включается рубильником, установленным на правой панели в кабине летчика. При отклонении рубильника «на себя» юбки закрываются, а при отклонении «от себя» — открываются. При нейтральном положении рубильника юбки неподвижны.

Термометры для замера температуры цилиндров установлены под гайки крепления цилиндров и замеряют температуру стакана.

В качестве индикатора температуры на приборной доске с правой стороны установлен один указатель-гальванометр с переключателем на все моторы.

Винты. На моторах установлены трехлопастные металлические винты типа «VDM» с изменяющимся в полете шагом. При необходимости винты могут быть установлены в полете во флюгерное положение. Диаметр винта 3,5 *м*. Шаг винта в полете изменяется при помощи электромотора, управление которым выведено на центральный пульт управления, к летчику. Регулятор постоянства оборотов отсутствует; заданное число оборотов поддерживается путем включения электромотора. Для каждого винта установлены два указателя изменения шага винта: один с электрическим приводом смонтирован на приборной доске, второй — с механическим приводом установлен непосредственно на моторе для контроля угла лопасти перед запуском моторов. На малом шаге винта и во флюгерном положении лопастей электромотор автоматически выключается. Малый шаг винта соответствует 12 часам на указателе, флюгерное положение лопастей — 2 часам.

Система бензопитания. Горючее размещено в одиннадцати фибровых протектированных баках общей емкостью 5860 *л*. Восемь бензобаков расположены в центроплане и три бака — в фюзеляже.

В фюзеляже предусмотрено место для установки двух дополнительных баков емкостью 1100 *л* каждый.

Данные бензосистемы[1] приведены в табл. 19.

Таблица 19

Баки	Количество баков	Емкость одного бака, *л*	Общая емкость баков, *л*	Октановое число заливаемого горючего
Взлетные	4	260	1040	100
Путевые	4	380	1520	87
Фюзеляжные	3	1100	3300	87

При установке двух дополнительных фюзеляжных баков общая емкость системы достигает 8060 *л*.

Бензосистема предусматривает двойное питание моторов, т. е. питание двумя сортами топлива. Взлет и полет на номинальной мощности производится на топливе с октановым числом 100; полет на крейсерской скорости — на топливе с октановым числом 87.

Четыре крайних центропланных бака (по два в каждой плоскости) заправляются топливом с октановым числом 100 и называются «взлет-

[1] Фирменные данные.

ные баки». Каждый бензобак питает свой мотор. Четыре внутренних центропланных бака (так называемые «путевые») и фюзеляжные баки заправляются топливом с октановым числом 87. Каждый «путевой» бак обслуживает свой мотор. Из фюзеляжных баков путем перекрытия кранов можно питать горючим по два мотора каждой плоскости раздельно, или все четыре мотора одновременно.

Переключаются бензобаки четырьмя четырехходовыми кранами с дистанционным управлением.

Два перекрывных крана моторов каждой плоскости управляются одним рычагом. Рычаги управления кранами расположены на центральном пульте управления, в кабине летчика, с правой стороны.

Кроме указанных кранов, в фюзеляже имеется пульт управления питанием моторов из фюзеляжных баков. В зависимости от положения кранов на пульте управления, можно питать горючим по два мотора каждой плоскости раздельно или все моторы одновременно как из всех баков, так и из каждого в отдельности. Перекачка топлива из бака в бак отсутствует.

На пульте управления кранов фюзеляжных баков установлены приборы для замера расхода топлива каждого мотора. При включении прибора-расходомера путем перекрытия крана магистраль отсечного топлива перекрывается специальным краном (на время замера — 5—7 мин.).

В каждом бензобаке установлена электропомпа для подкачки горючего к основным моторным помпам. Электропомпы включаются на взлете и при полетах выше границы высотности.

Количество топлива в баках контролируется электрическими бензиномерами. Кроме электрических бензиномеров, в каждом баке установлен зонд для замера топлива в баках на земле.

Дренаж центропланных баков выведен под крыло, а фюзеляжных— на правый борт фюзеляжа.

Заправка системы топливом производится через заливную горловину каждого бака, фюзеляжные баки заправляются под давлением.

Для каждого мотора на противопожарной перегородке установлены два стандартных фильтра. В корпусе каждого фильтра находится пожарный кран, управляемый из кабины летчика. Кроме того, на одном фильтре установлена мембранная помпа с ручкой подкачки для заливки магистрали перед запуском мотора. Помпа, фильтр и пожарный кран заключены в единый корпус этого агрегата.

Магистрали бензобаков и мотора представляют собой гибкие шланги, а магистрали, проходящие в крыльях, — дуралюминовые трубы.

Эксплоатация бензосистемы является сложной, так как имеются два пульта управления. В полете от экипажа требуется хорошая сработанность, так как крыльевыми баками управляет второй пилот, а фюзеляжными — бортмеханик.

Чрезмерная откачка топлива из правой группы моторов создает неравномерность выработки топлива из взлетных и путевых баков.

При выходе из строя одного мотора система не позволяет использовать горючее взлетного и путевого баков данного мотора.

На полную заправку самолета горючим требуется 25 мин. Благодаря воронкообразной заливной горловине с выводом пролитого при заправке горючего под крыло бензин не разъедает протектор и не попадает в крыло.

Бензофильтры удобны в эксплоатации. На демонтаж, промывку и монтаж фильтра требуется, примерно, 7 мин. На самолете предусмотрен

быстрый слив бензина из фюзеляжных баков под давлением от баллона с углекислым газом.

Система маслопитания. В маслосистему самолета входят четыре расходных бака (по одному на мотор) и один дополнительный. Расходные баки емкостью по 40 *л* каждый установлены на противопожарных перегородках в мотогондолах.

Дополнительный бак емкостью 450 *л* установлен в фюзеляже. Дополнительный бак протектирован. Расходные баки протекторов не имеют. На пульте управления кранов фюзеляжных бензобаков установлена ручная помпа (типа Альвейер) с четырьмя перекрывными кранами для перекачки масла из дополнительного бака в расходные баки каждого мотора. При необходимости пополнить запас масла в расходных баках открывается кран соответствующего мотора и ручной помпой перекачивается масло. В каждом маслобаке установлен зонд для замера количества масла. Кроме того, в каждом расходном баке установлен электрический масломер. Указатель масломера с переключателем на каждый мотор установлен на приборной доске с правой стороны.

Дополнительный маслобак заправляется под давлением. Заправка расходных баков — нормальная. Заливная горловина дополнительного бака расположена на правом борту самолета, а расходных — непосредственно на баках.

Маслорадиаторы установлены снизу моторов на эластичных подвесках. Жалюзи или заслонок для регулировки температуры масла ни радиаторы, ни туннели не имеют. Температуру масла регулируют термостаты, установленные в откачивающих магистралях.

На входе масла в радиатор дополнительно установлен предохранительный клапан.

Все маслопроводы состоят из гибких шлангов, за исключением системы перекачки.

На каждом моторе установлена система разжижения смазки бензином. Бензин из воздухоотделителя подводится к запорному крану и при его открытии поступает во всасывающую магистраль. Краны разжижения смонтированы на моторах с правой стороны и управляются с земли.

В эксплоатации маслосистема надежна. На всех высотах система обеспечивает нормальный температурный режим масла при различных режимах полета на номинальной мощности моторов. Давление масла сохраняется устойчиво до потолка самолета.

Установка термостата в откачивающей магистрали для перепуска масла в радиатор или маслобак (в зависимости от его температуры) упрощает эксплоатацию. Термостат предназначен для замены регулирующих шторок маслорадиатора и предохранения радиатора от разрыва при запуске моторов в зимнее время.

Перекачка масла в полете из дополнительного бачка в расходные не представляет трудностей, но установка масломеров на приборной доске, в то время как система перекачки находится в фюзеляже, создает неудобства в работе, так как второй пилот должен следить за расходом масла и, по мере необходимости, подавать команду бортмеханику для перекачки масла.

Система запуска. Запуск моторов производится электрическими инерционными стартерами «Эклипс». Раскрутку каждого стартера можно производить или электрически от аккумулятора или механически при помощи ручки.

В кабине на центральном пульте управления установлена одна ручка с переключателем на каждый мотор. Эта ручка служит для раскрутки стартера и его сцепления с мотором. Для заливки моторов перед запуском в фюзеляже установлены два заливных бачка. Каждый бачок

обслуживает два мотора одной плоскости. На моторах установлены электрические приборы для впрыскивания топлива. Управление впрыскивающими приборами (четыре кнопки) находится на приборной доске. Перед запуском мотора в заливном бачке насосом создается давление. При проворачивании коленчатого вала мотора периодически на 1—1,5 сек. включается соответствующий прибор впрыска.

Заливаемый бензин состоит из смеси: летом — 95% пускового бензина и 5% масла, зимой — 50% пускового бензина, 45% эфира и 5% масла.

Система заливки моторов сложная и неудобная в эксплоатации.

Запуск моторов от электроинерционного стартера прост. При температуре наружного воздуха выше —5° С моторы запускаются с одной-двух попыток. Раскрутка стартера и включение останова мотора с земли неудобны. Найденные при трофейных самолетах поломанные стартеры свидетельствуют об ухудшении запуска моторов в условиях низкой температуры при недостаточном их прогреве.

С и с т е м а в с а с ы в а н и я и в ы х л о п а. Воздух поступает к нагнетателю через переднее кольцо капота. Для этого внутренняя стенка кольца сделана в виде сетки с продолговатыми ячейками. Всасывающий патрубок вклепан в крышку капота с правой стороны мотора и снимается вместе с крышкой капота. Регуляторы постоянства давления наддува на моторах отсутствуют.

Выхлопные патрубки всех цилиндров объединены общим коллектором в виде кольца и отводят выхлопные газы в атмосферу через сеть специальных пламягасительных патрубков. Все патрубки выведены с баков мотора. На выхлопной коллектор надет кожух, внутри которого проходит воздух для подогрева передней кромки крыла при полетах в условиях обледенения.

Воздух для антиобледенителя поступает также через переднее кольцо капота. Управление термическим антиобледенителем находится в кабине летчика на правой панели.

У п р а в л е н и е В М Г и к о н т р о л ь н ы е п р и б о р ы. Все тяги управления винтомоторной группой выполнены из дуралюминовых труб. Для удобства монтажа и проверки управления каждый отрезок тяги имеет клеймо, показывающее, какому агрегату принадлежит тяга управления.

Рукоятки рычагов управления выполнены различной формы из пластмассы различных цветов.

При даче газа до середины хода рычаги нормального газа передвигаются с некоторым усилием; пройдя середину хода, рычаги передвигаются в сторону большого газа пружиной, установленной на магнето.

При убирании газа происходит обратное, т. е. до середины хода рычаги передвигаются с некоторым усилием, а пройдя середину, передвигаются в сторону малого газа пружиной, связанной с магнето. Посредством этой пружины при даче газа одновременно дается и опережение зажигания.

Механизмы дистанционного управления триммерами имеют приспособления для аварийного выключения триммера и установки его в нейтральное положение под действием встречного потока воздуха.

Управление ВМГ легкое и удобное в эксплоатации. Для контроля работы ВМГ на самолете установлены следующие приборы:

1. Четыре электрических счетчика оборотов.

2. Два двухстрелочных мановакуумметра — по одному на два мотора каждой плоскости.

3. Два четырехстрелочных индикатора — по одному на два мотора каждой плоскости,—показывающие давление масла и бензина двух моторов.

4. Четыре электрических комбинированных термометра — по одному на мотор, показывающие температуру выходящего масла. При нажатии специальной кнопки термометры показывают температуру входящего масла.

5. Переключатель термопар цилиндров моторов для замера температуры, имеющий восемь положений.

Приемистость моторов при резкой и плавной даче газа хорошая.

Для технического состава винтомоторная группа является простой и удобной в эксплоатации. К агрегатам, требующим осмотра после каждого полета, имеется хороший подход.

Управление юбками в полете легкое. Капоты и их крепление удобны в эксплоатации. На частичное раскапочивание мотора для осмотра основных агрегатов требуется 1,5—2 мин. На полное раскапочивание и закапочивание одного мотора требуется 7—8 мин.

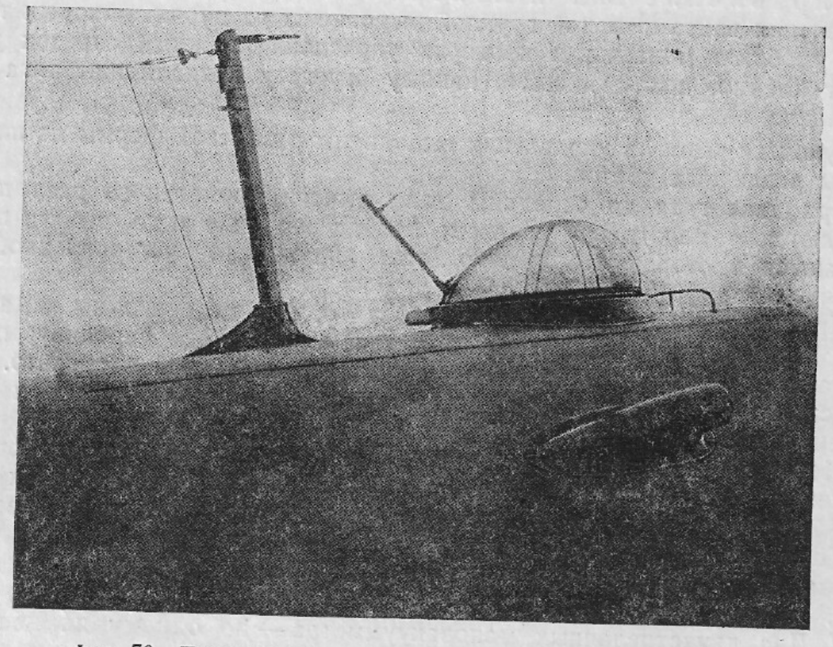
По сравнению с другими военными самолетами Германии винтомоторная группа ФВ-200 С-3 является наименее отработанной. Отсутствие РПД и регуляторов постоянства оборотов винтов очень утомляет летчика, так как заставляет его при изменении скорости полета облегчать или затяжелять винты.

Дополнительная система смазки и установка фюзеляжных бензобаков с отдельным пультом управления неудобны в эксплоатации и уменьшают живучесть самолета.

Вооружение

Стрелковое вооружение. На самолете имеются следующие стрелковые установки.

1. Передняя турельная установка с пулеметом MG-15 калибра 7,92 *мм* (фиг. 70) для обстрела верхней полусферы. Питание пулемета магазин-



Фиг. 70. Передняя турельная установка с пулеметом MG-15.

ное; емкость магазина 75 патронов. Запас патронов на пулемет 2250 шт. Перезарядка и управление огнем — ручные. Пулемет установлен на кронштейне подвижного кольца турели. Турель снабжена пружинным компенсатором и вращается вручную.

Секторы обстрела:

В вертикальной плоскости:

а) вверх из всех положений до 45°,

б) вниз из всех положений 0°.

В горизонтальной плоскости 360°.

Прицел для стрельбы — кольцевой с мушкой; устанавливается на кожухе ствола пулемета.

В походном положении пулемет отводится в сторону, сваливается набок и ручкой ставится на защелку. Перевод пулемета из походного положения в боевое с постановкой магазина занимает 7—8 сек.; смена магазина занимает 10—12 сек. Гильзы отводятся гофрированным рукавом в кабину стрелка-радиста. Пулеметом управляет стрелок-радист. Положение стрелка для стрельбы — сидя или стоя.

2. Задняя турельная установка под пулемет С-15 служит для обстрела верхней полусферы. Питание — магазинное. Запас патронов на пулемет 1125 шт. Перезарядка и управление огнем — ручные. Прицел для стрельбы — кольцевой с мушкой, устанавливается на кожухе ствола пулемета. Гильзы собираются в мешок.

Сектор обстрела

В вертикальной плоскости:	
вверх из любого положения	до +90°
вниз назад	−15°
вниз с борта самолета	−35°
вперед вверх	от +40° до +90°
В горизонтальной плоскости	360°.

Пулемет установлен на дуге кольца турели и может вращаться вместе с кольцом в горизонтальной плоскости на 360°. Экран турели для стрельбы сдвигается вперед на 760 *мм* вращением ручки, установленной в кабине стрелка. Задняя часть экрана закрывается тремя прозрачными секторами, складывающимися кверху в начале движения экрана вперед.

В походном положении пулемет крепится защелкой ручки на левом борту турели. Перевод пулемета из походного положения в боевое с постановкой магазина занимает 7 — 8 сек.

Пулеметом управляет воздушный стрелок.

Положение стрелка для стрельбы — сидя на качающемся сиденьи.

3. Передняя гондольная установка (фиг. 71) с пушкой Эрликон MG-FF калибра 20 *мм* расположена в передней части гондолы фюзеляжа и служит для обстрела нижней части передней полусферы.

Питание пушки — магазинное. Магазин представляет собой обойму емкостью в 15 снарядов. Запас снарядов на пушку 195 шт. Пушка с обоймой крепится на раме в передней обшивке гондолы.

В походном положении пушка ставится штырем ручки на защелку с левой стороны гондолы. Перевод из походного положения в боевое занимает 1—2 сек. Перезарядка пушки электропневматическая. Управление огнем — электромагнитное. Стреляные гильзы выбрасываются под фюзеляж. В передней гондоле смонтирован электросбрасыватель РАБ-14 и устанавливается прицел для бомбометания.

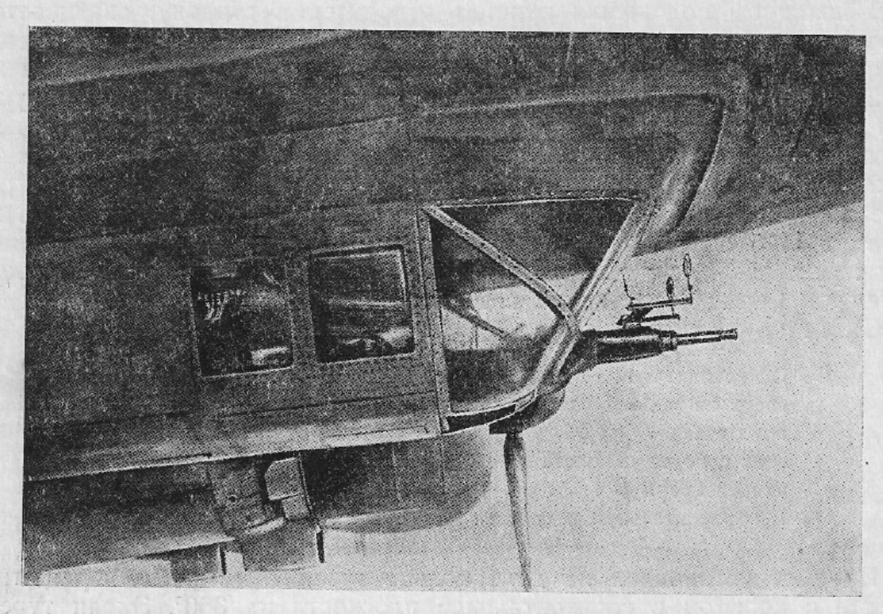
Управляет пушкой Эрликон штурман-бомбардир. Положение стрелка для стрельбы: с колен, сидя или лежа, в зависимости от углов обстрела.

Сектор обстрела в вертикальной плоскости: вниз от минус 5° до минус 60°, в горизонтальной плоскости — вправо 23° и влево 25°.

Механический прицел пушки состоит из двух колец и двух мушек, смонтированных на двух рейках рамы. Прицел крепится на кожухе ствола пушки.

Передний гондольный стрелок броней не защищен и может быть быстро выведен из строя при атаках спереди, сбоку под углами более 25° или в лоб.

4. Задняя гондольная установка с пулеметом MG-15 калибра 7,92 *мм* предназначена для обстрела нижней части задней полусферы.



Фиг. 71. Передняя гондольная установка пушки MG-FF.

Установка имеет вращение в вертикальной плоскости на 360°. Пулемет укреплен на трубке, установленной по хорде кольца.

Экран установки выполнен в виде полузакрытого прозрачного конуса, направленного вершиной к хвосту самолета. В походном положении экран поворачивается в вертикальной плоскости вместе с пулеметом на 180°, прикрывая прозрачной обшивкой гондолу от задувания.

Питание пулемета магазинное. Запас патронов на пулемет 1125 шт. Стреляные гильзы собираются в мешок. Положение стрелка для стрельбы: с колен, сидя или лежа. В походном положении пулемет крепится защелкой ручки к рейке борта фюзеляжа. Перевод из походного положения в боевое с постановкой магазина занимает 9—10 сек.

На пулемете установлен кольцевой прицел с мушкой. В полу отсека стрелка установлен броневой щит толщиной 8 *мм* и размером 550×1000 *мм*.

Сектор обстрела пулемета в вертикальной плоскости назад от плюс 5° до минус 55°, в горизонтальной плоскости вправо и влево — по 80°.

Пулеметом управляет воздушный стрелок.

5. Две бортовые установки с пулеметами MG-15 расположены несколько впереди задней турели и предназначены для стрельбы в сторону от фюзеляжа.

Пулеметы устанавливаются на кронштейнах, вращающихся в вертикальной плоскости. Трубы крепления кронштейнов вращаются в горизонтальной плоскости.

Питание пулеметов магазинное. Запас патронов на два пулемета 1650 шт. Перезарядка и управление огнем — ручное. Кольцевые прицелы с мушками установлены на кожухах стволов каждого пулемета. Гильзы улавливаются в матерчатые лотки, прикрепленные к бортам фюзеляжа.

В походном положении поворотом вертикальной стойки кронштейна пулеметы убираются внутрь фюзеляжа. Бортовые окна при этом закрываются остекленными щитками.

Перевод пулемета из походного положения в боевое со снятием бортового щитка и установкой магазина на пулемет занимает около 40 сек.

Углы обстрела (отсчитываемые от бокового перпендикуляра к продольной оси самолета): вперед 45°, назад 75°, вверх 60°, вниз 42°.

Пулеметами управляют один или два воздушных стрелка.

Особенности установок. Установленные на самолете ФВ-200 С-3 шесть стрелковых точек обеспечивают двухслойное и трехслойное перекрытие огнем значительной части сферы. При этом мертвая зона задней полусферы составляет 14,5%, а передней полусферы 23,5%. Большие углы обстрела достигнуты благодаря применению оружия малого калибра и магазинного питания пулеметов.

Несмотря на хороший обстрел задней и передней полусфер, эффективность огневой защиты самолета слабая, так как оружие калибра 7,92 *мм* не может нанести серьезных повреждений современным, защищенным броней, истребителям. Прицелы на всех пулеметах только кольцевые, без учета скорости своего самолета.

Все стрелковые установки конструктивно просты, удобны в эксплоатации и легко управляемы. Все пулеметы калибра 7,92 *мм* взаимозаменяемы. Для замены не требуется дополнительных работ, только у переднего турельного пулемета нужно переставить прицел.

На самолет берется большой запас патронов — 6150 шт. на пять пулеметов. Свободный проход внутри фюзеляжа дает возможность пополнять израсходованный боезапас одной точки за счет боезапаса других точек. Узкий сектор обстрела передней гондольной пушки позволяет безнаказанно атаковать самолет из передней полусферы — сбоку под углом 30—40°. При этом наиболее выгодно вести огонь по пилоту и штурману-бомбардиру. При атаках сзади первый удар необходимо направлять на стрелка нижней гондольной точки, после вывода которой из строя вся нижняя полусфера остается незащищенной от атак сзади.

Бомбардировочное вооружение

На самолете Фокке-Вульф-200 С-3 бомбодержатели установлены внутри фюзеляжа и под крылом.

Бомбодержатели наружной подвески бомб смонтированы по два под каждой плоскостью и рассчитаны на подвеску бомб крупного калибра. На замки крайних бомбодержателей, расположенных под консолями крыльев, могут быть подвешены бомбы от 250 до 1400 *кг*. На держатели, находящиеся в углублениях мотогондол внешних моторов, могут быть подвешены бомбы от 250 до 1000 *кг*.

Бомбодержатели внутренней подвески на две бомбы калибра 250—500 *кг* смонтированы в бомбовом отсеке.

Для сбрасывания бомб в передней части гондолы установлен электросбрасыватель РАБ-14. Замки бомбодержателей открываются от электромагнитов.

Сбрасывание бомб в аварийных случаях производится летчиком. Для этого на приборной доске имеются две ручки: одна для внешней подвески и вторая — для внутренней.

Прицеливание при бомбометании осуществляется с помощью прицела типа Лотфе-7. С малых высот бомбометание может производить летчик. Для этого на ручке управления самолетом смонтирована электрокнопка. Прицелом служит кольцевой визир с мушкой. Предусмотрена также установка оптического коллиматорного прицела Реви С/12 типа ОПБ-1.

В отличие от других прицелов, устанавливаемых для стрельбы из неподвижного оружия, Реви С/12 имеет рукоятку придания прицелу наклона для различных углов прицеливания. На рукоятке нанесена оцифровка углов прицеливания, соответствующих высотам 0; 20; 60; 100 и 200 *м* при постоянной воздушной скорости 320 *км/час*. При повороте рукоятки на соответствующее деление устанавливается угол прицеливания; при этом снос бомбы не учитывается.

Управление створками бомболюков механическое и расположено возле рабочего места бортмеханика. У летчика имеется рукоятка аварийного открытия бомболюков для аварийного сбрасывания бомб.

Таблица 20

Возможные варианты бомбовой нагрузки самолета Фокке-Вульф-200 С-3

Варианты нагрузки	Калибры бомб, *кг*	Количество бомб		Общий вес *кг*
		внутренней подвески	наружной подвески	
1	250	2	4	1500
2	500	2	4	3000
3	250	2	—	
	или 500	—	4	2500
4	250	2	—	
	или 1000	—	2	2500
5	500	2	—	3000
	или 1000	—	2	
6	250	2	—	3300
	или 1400	—	2	
7	500	2	—	3800
	или 1400	—	2	

Примечания. 1. Имеется приспособление для подвески внутри фюзеляжа трех кассет для бомб мелких калибров.

2. Возможные варианты бомбовой загрузки составлены предположительно, исходя из габаритов бомб, без практической проверки подвески.

3. Максимальная емкость бомбодержателей—5800 *кг* ($2 \times 1400 + 2 \times 1000 + 2 \times 500$), однако, бомбовая нагрузка свыше 3800 *кг* возможна только за счет уменьшения нормального запаса горючего.

Характерной особенностью самолета ФВ-200 С-3 является установка прицельного приспособления для бомбометания с малых высот от 20 до 200 *м* на скорости 320 *км/час*. При этом прицеливание и бомбометание производит летчик.

Бронирование

Самолет Фокке-Вульф-200 С-3 имеет следующую броневую защиту (фиг. 72):

1. Пилот защищен броневой плитой толщиной 8 *мм*, расположенной вертикально позади сиденья. Эта плита (максимальные ее размеры 1000×500 *мм*) со срезанным верхним левым углом по обводу фюзеляжа обеспечивает угловую защиту в пределах 10—15° к линии полета.

Пол кабины пилота забронирован отдельными плитками толщиной 8 и 5 *мм*. Эта броня защищает пилота от атак спереди снизу.

Расстояние от нижнего края вертикальной плиты до пола кабины равно 300 *мм*.

2. Задний верхний стрелок защищен от поражения из задней полусферы вертикальной 8-*мм* плитой (шириной 840 *мм* и высотой 620 *мм*), неподвижно закрепленной у заднего среза турели. Над этой плитой под пулеметом установлена, кроме того, небольшая трапецевидная плита толщиной 12 *мм*, имеющая по высоте 130 *мм* и по ширине 300 *мм*. К бокам ее, под углом около 120°, приварены 8-*мм* боковички длиной около 80 *мм*, также трапецевидной формы. Эти бронеплиты защищают стрелка от атак сзади в горизонтальной плоскости в секторе до 15—20°. От атак сзади в вертикальной плоскости стрелок этой броней не защищен (открыты голова и ноги).

3. Задний нижний (гондольный) стрелок в боевом положении лежит на броневой плите с несколько отогнутыми вверх боковинами, образующими в поперечном сечении корыто. Эта плита толщиной 8 *мм* имеет в длину 1000 *мм* и в ширину 550 *мм*. В заднем конце гондолы (перед стрелком) установлена небольшая 8-*мм* плита овальной формы размером по осям 460×180 *мм*. Эта плита защищает стрелка от атак сзади по полету в секторе до ±5—10°. Нижняя плита обеспечивает защиту стрелка снизу.

Общий вес брони на самолете составляет около 142 *кг*.

В отношении угловой защиты система бронирования выполнена неудовлетворительно, особенно у заднего верхнего стрелка. Сзади по полету голова и ноги стрелка открыты.

Нижний стрелок в вертикальной плоскости сзади защищен достаточно хорошо, сверху его защищает вертикальная плита верхнего стрелка, а снизу — собственная броневая плита.

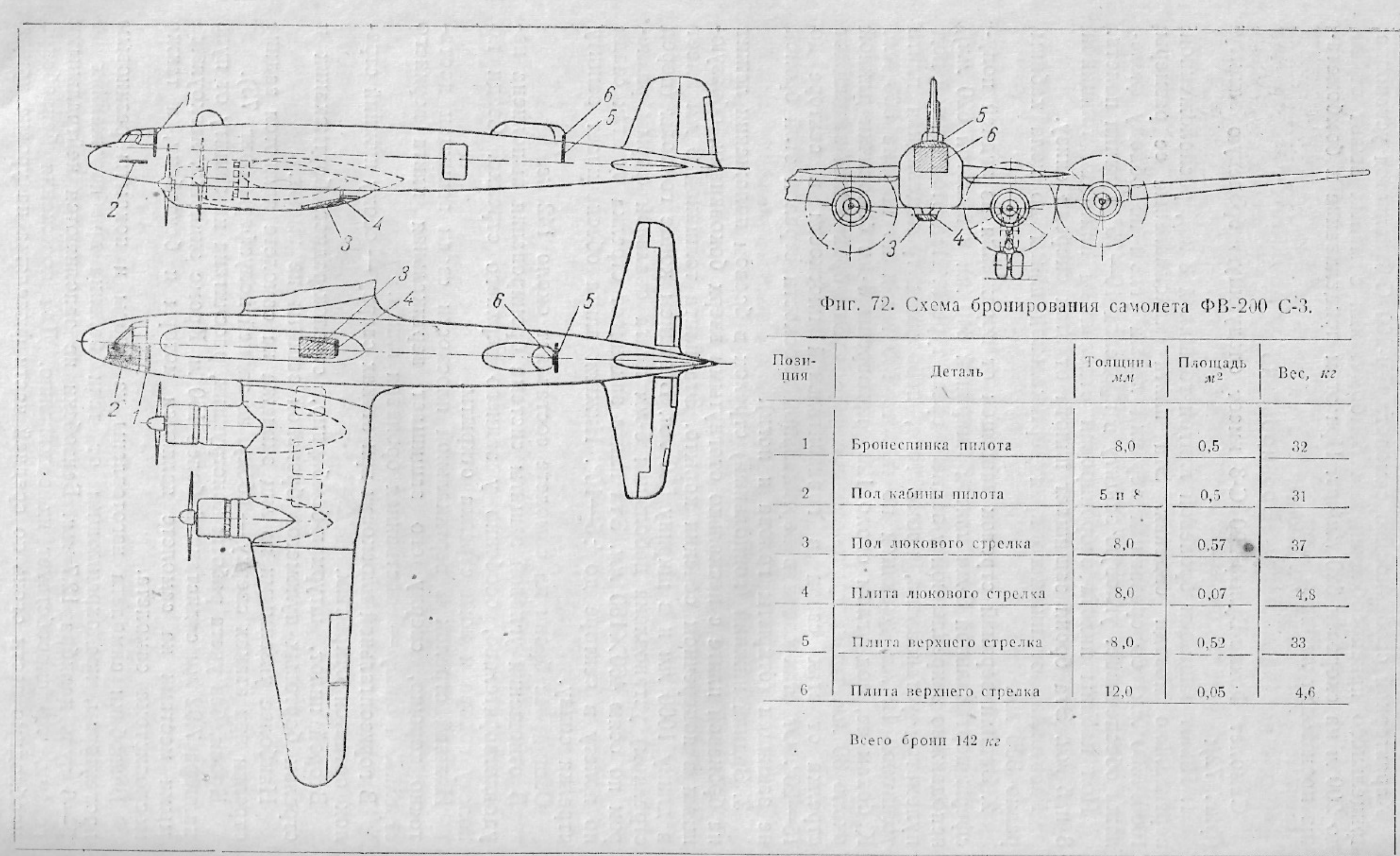
В горизонтальной плоскости при атаках сверху — сбоку нижний стрелок остается открытым.

Второй пилот, штурман-бомбардир, стрелок-радист, бортмеханик и стрелок бортовых пулеметов броневой защиты не имеют.

Наиболее уязвимыми из лиц экипажа на самолете являются задние стрелки при атаках сверху — сбоку, из задней полусферы (фиг. 73).

Броня, без учета работы конструкции, рассчитана на защиту от пуль калибра 7,92 *мм* с дистанций более 100 *м*. Кроме экипажа, легкоуязвимыми местами на самолете являются моторы и бензобаки, а также маслосистема самолета.

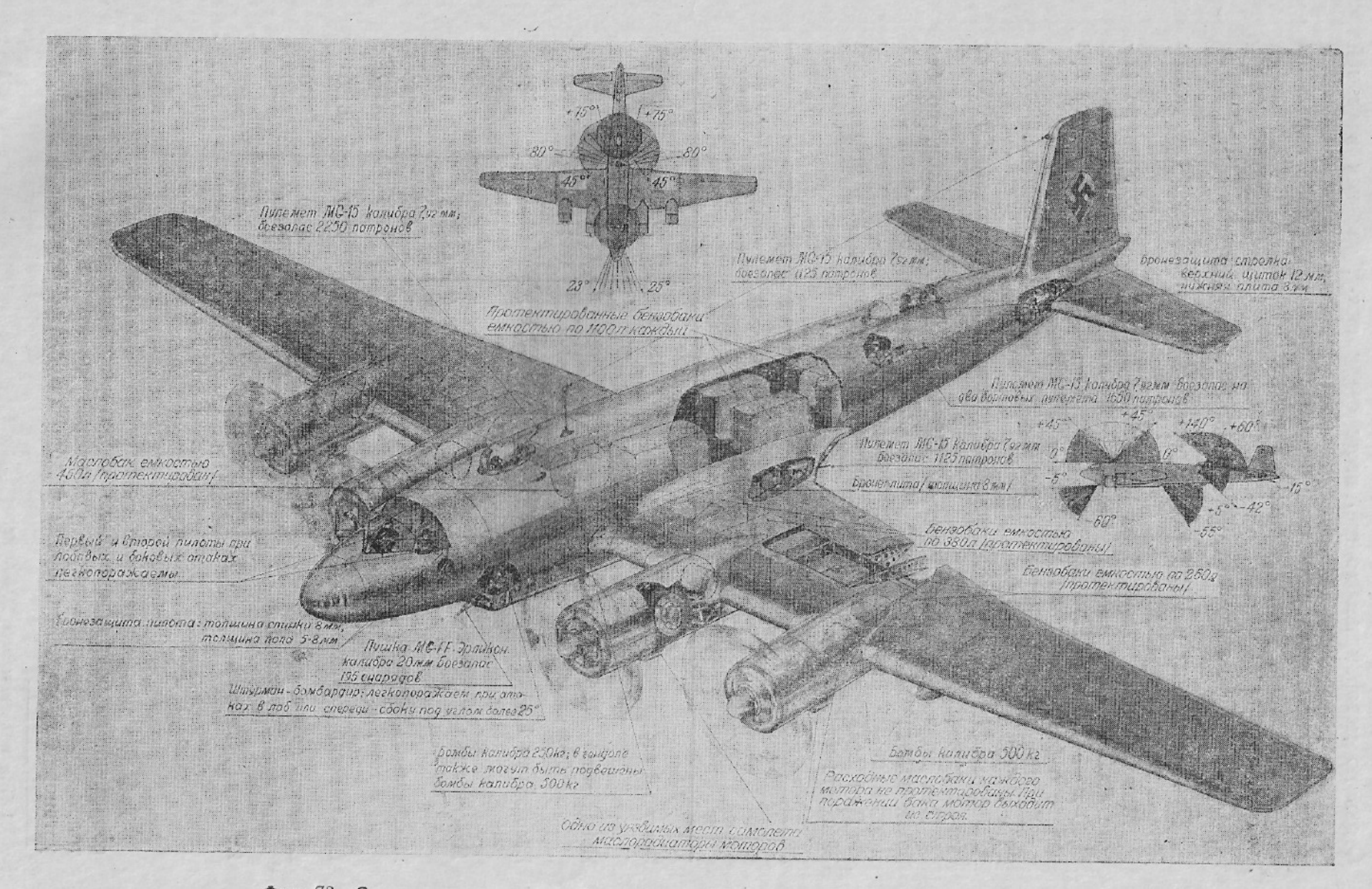
Бензобаки самолета изготовлены из фибры и покрыты резиновым протектором, предохраняющим от течи бензина при поражениях до 5—6 пуль калибра 12,7 *мм*. Бензобаки не заполняются нейтральными газами, что способствует их зажиганию. Для поражения бензобаков необходимо вести огонь по средней части фюзеляжа на уровне крыла.



Фиг. 72. Схема бронирования самолета ФВ-200 С-3.

Позиция	Деталь	Толщина *мм*	Площадь *м²*	Вес, *кг*
1	Бронеспинка пилота	8,0	0,5	32
2	Пол кабины пилота	5 и 8	0,5	31
3	Пол люкового стрелка	8,0	0,57	37
4	Плита люкового стрелка	8,0	0,07	4,8
5	Плита верхнего стрелка	8,0	0,52	33
6	Плита верхнего стрелка	12,0	0,05	4,6

Всего брони 142 *кг*



Фиг. 73. Схема уязвимых мест, бронирования и огневой защиты самолета ФВ-200 С-3.

Огонь по моторам необходимо вести сзади снизу, так как в задней части моторов и снизу находятся наиболее уязвимые агрегаты: впрыскивающие насосы, маслорадиаторы и др. При этом могут быть поражены также бензобаки, расположенные в крыле.

Летно-тактические данные самолета

При испытании в НИИ ВВС Красной Армии получены следующие летные данные самолета.

Максимальная скорость на номинальной мощности моторов на высоте 4200 *м* — 387 *км/час*, у земли 342 *км/час*. Время набора высоты 5000 *м* — 11,6 мин. Практический потолок — 6480 *м*. Длина разбега при взлете с бетонированной дорожки — 630 *м*.

Длина взлетной дистанции до пролета над препятствием высотой 25 *м* составляет 1180 *м*.

Летные данные определялись при полетном весе самолета 20 000 *кг* (запас горючего 4100 *кг*).

При полной заправке горючим (5884 *кг*) и боеприпасами, но без бомб, полетный вес достигает 21693 *кг*. С бомбовой нагрузкой 3800 *кг* максимальный полетный вес составляет 25,5 *т*.

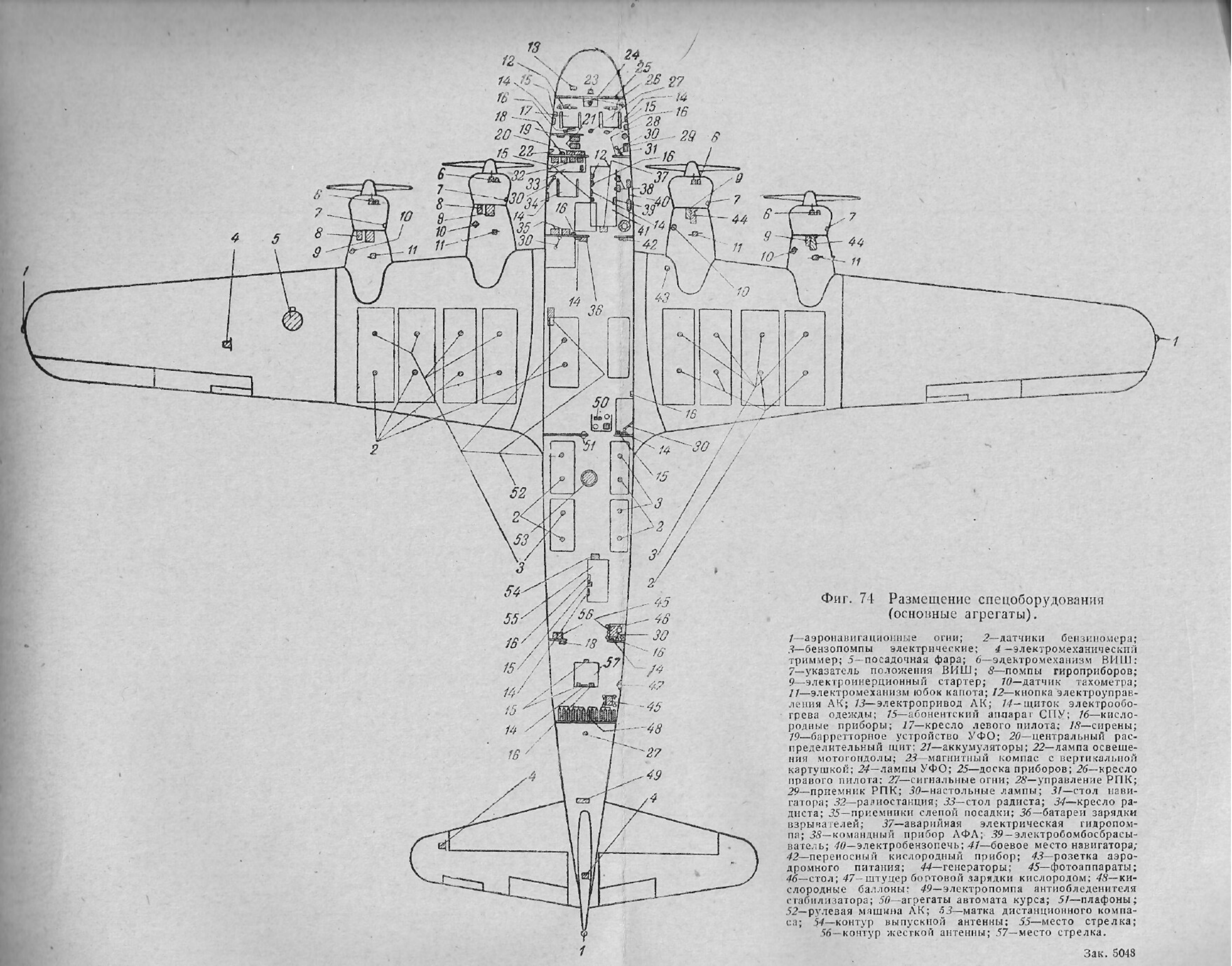
Для сравнения приводим данные пассажирских вариантов этого самолета (табл. 21).

Таблица 21

Данные	С мотором BMW132G	С мотором BMW132Dc	С мотором BMW132-H-1	С мотором Брамо „Фафнир“
Полетный вес норм/перегр., *кг*	14000/—	15500/—	17500/—	21693/25500
Номинальная мощность, *л. с.* / моторов на высоте, *м*	2880/900	2620/3800	3320/1100	3100/4200
Нагрузка на 1 $м^2$ крыла, *кг* . . .	116,6	129,1	148	183/216
Максимальная скорость у земли, *км/час*	375	—	385	342
Максимальная скорость, *км/час* / на высоте, *м*	—	430/2900	405/1100	387/4200
Практический потолок, *м*	7000	8500	7200	6480[1]
Дальность полета, *км* . . . . . / при запасе горючего, *кг* . . .	1245/—	1390/—	1900/2600	3550[2]/5884
Источник данных	Справочник ЦАГИ 1939 г.	Справочник ЦАГИ 1939 г.	Фирменное описание 1939 г.	Испытание в НИИ ВВС 1943 г.

Таблица показывает, что самолет не обладает необходимыми для современного бомбардировщика характеристиками. Его скорость и потолок малы. Значительное увеличение полетного веса в результате установки вооружения, брони и дополнительных бензобаков не позво-

[1] При полетном весе 20 000 *кг*.
[2] По фирменным данным.



Фиг. 74 Размещение спецоборудования (основные агрегаты).

1—аэронавигационные огни; *2*—датчики бензиномера; *3*—бензопомпы электрические; *4*—электромеханический триммер; *5*—посадочная фара; *6*—электромеханизм ВИШ; *7*—указатель положения ВИШ; *8*—помпы гироприборов; *9*—электроинерционный стартер; *10*—датчик тахометра; *11*—электромеханизм юбок капота; *12*—кнопка электроуправления АК; *13*—электропривод АК; *14*—щиток электрообогрева одежды; *15*—абонентский аппарат СПУ; *16*—кислородные приборы; *17*—кресло левого пилота; *18*—сирены; *19*—барретторное устройство УФО; *20*—центральный распределительный щит; *21*—аккумуляторы; *22*—лампа освещения мотогондолы; *23*—магнитный компас с вертикальной картушкой; *24*—лампы УФО; *25*—доска приборов; *26*—кресло правого пилота; *27*—сигнальные огни; *28*—управление РПК; *29*—приемник РПК; *30*—настольные лампы; *31*—стол навигатора; *32*—радиостанция; *33*—стол радиста; *34*—кресло радиста; *35*—приемники слепой посадки; *36*—батареи зарядки взрывателей; *37*—аварийная электрическая гидропомпа; *38*—командный прибор АФА; *39*—электробомбосбрасыватель; *40*—электробензопечь; *41*—боевое место навигатора; *42*—переносный кислородный прибор; *43*—розетка аэродромного питания; *44*—генераторы; *45*—фотоаппараты; *46*—стол; *47*—штуцер бортовой зарядки кислородом; *48*—кислородные баллоны; *49*—электропомпа антиобледенителя стабилизатора; *50*—агрегаты автомата курса; *51*—плафоны; *52*—рулевая машина АК; *53*—матка дистанционного компаса; *54*—контур выпускной антенны; *55*—место стрелка; *56*—контур жесткой антенны; *57*—место стрелка.

Зак. 5048

лило улучшить летные данные самолета, несмотря на некоторое повышение мощности моторов.

Стремясь как можно быстрее создать бомбардировщик дальнего радиуса действия, немцы пошли по линии минимальных переделок пассажирского самолета ФВ-200 «Кондор». Конструкция планера оставлена прежней. В фюзеляже самолета были размещены дополнительные бензобаки, что позволило увеличить запас горючего до 8060 *л*. По фирменным данным при таком запасе горючего самолет может находиться в воздухе 9 час. 45 мин. (расход горючего на режиме 2100 об/мин. равен 775 *л/час*) и имеет дальность 3550 *км*.

По другим сведениям его дальность не превышает 3000 *км*. Таким образом и в отношении дальности, несмотря на установку большого количества бензобаков, ФВ-200 С-3 не находится впереди лучших современных тяжелых бомбардировщиков.

Проведенные в НИИ ВВС испытания трофейного самолета ФВ-200 С-3 выявили следующие пилотажные свойства его.

Взлет производится с закрылками, выпущенными на 15°.

На взлете самолет имеет тенденцию к левому развороту. Для парирования разворота приходится пользоваться моторами, так как ног нехватает. Отрыв происходит на скорости 159 *км/час* ($p_к$=1,5 *ат*, n=2500 об/мин.).

Самолет быстро набирает скорость и легко управляется. В полете самолет хорошо балансируется и идет с брошенным управлением руля направления.

При эволюциях нагрузки на рулях значительны.

Планирует самолет устойчиво. С полностью выпущенными щитками скорость планирования (в зависимости от полетного веса) составляет 200—180 *км/час*. При выравнивании самолет не имеет тенденции куда-либо свалиться. Посадка проста. Пробег при пользовании тормозами незначителен и прямолинеен. Пустой самолет не всегда удается посадить на три точки.

Несмотря на большие размеры самолета, экипаж в передней части фюзеляжа размещен тесно, что несколько затрудняет его работу в полете, особенно работу штурмана-бомбардира.

Обзор из кабины хороший. Обзор назад для пилотов отсутствует. Приборы, установленные в кабине, обеспечивают полеты днем и ночью и в плохих метеорологических условиях. Очень утомительно электрическое управление винтами, так как при изменении скорости полета приходится затяжелять или облегчать винты.

Управление триммером руля высоты расположено на левой штурвальной колонке. Летчик может управлять триммером, не отрываясь от штурвала. Управление триммером элеронов также расположено на штурвале. Штурвал триммера руля направления находится на общей колонке управления. Отклонение триммеров контролируется по указателям.

По технике пилотирования ФВ-200 С-3 следует отнести к самолетам средней трудности.

Специальное оборудование

Специальное оборудование самолета, по сравнению с пассажирскими вариантами, не изменилось.

Самолет оборудован автопилотом, аппаратурой для слепой посадки, радиостанцией для связи на длинных и коротких волнах, радиополукомпасом, системой «УФО» (ультрафиолетового облучения) для освещения приборов пилотов (фиг. 74).

На самолете широко применяется электрическое управление агрегатами (свыше 30 электромоторчиков). Общая мощность электроэнергии, вырабатываемой двумя генераторами, составляет 4000 *в*.

Кабина пилотов. Приборная доска пилотов по характеру размещенных приборов разбита на три группы:

1) Группа пилотажно-навигационных приборов первого пилота (левая часть приборной доски) — указатель скорости, два высотомера (курсовой и посадочный), УП, АГ, гирополукомпас автомата курса, указатель дистанционного компаса, индикатор радиополукомпаса и слепой посадки, вариометр, курсовой указатель автомата курса, термометр наружного воздуха.

2) Группа приборов контроля работы моторов (средняя часть приборной доски) — указатели тахометров, мановакуумметры, указатели углов лопастей ВИШ, электроманометры масла и бензина, электротермометры масла.

3) Группа пилотажно-навигационных приборов второго пилота и вспомогательные приборы (правая часть приборной доски) — указатель скорости, два высотомера, вариометр, АГ, УП, курсоуказатель автомата курса, измерители количества бензина и масла в баках, указатель температуры цилиндров, приборы системы антиобледенителей и гидросистемы.

Питание гироскопических приборов на самолете выполнено от вакуумных помп, установленных на моторах. Авиагоризонт и гирополукомпас автомата курса первого пилота питаются от вакуумной помпы, расположенной на левом среднем моторе. АГ второго пилота питается от вакуумной помпы, расположенной на левом крайнем моторе. Одновременно вакуумные помпы, установленные на моторах, являются компрессивными. Они используются для питания дополнительной коррекции автомата курса и системы антиобледенителя стабилизатора. Гироприборы первого пилота имеют, кроме нормального, аварийное питание от вакуумной помпы, установленной на аварийном агрегате гидросистем. Этим самым обеспечивается надежная работа гироприборов первого пилота.

Указатели поворота первого и второго пилотов — электрические.

Навигационная аппаратура и аппаратура слепой посадки, установленная на самолете, состоит из:

а) дистанционного (электрического) магнитного компаса Патин,

б) радиополукомпаса «EZ-2»,

в) средств слепой посадки фирмы «Лоренц»,

г) автомата курса «Аскания».

Автоматы курса «Аскания», как правило, устанавливаются на самолетах гражданской авиации. Установка его на самолете данного типа объясняется тем, что он создан на базе пассажирского самолета. Конструкция и схема работы этого АК (отсутствие следящей системы) оригинальны.

Группа моторных приборов, как указывалось выше, размещена на центральной части приборной доски.

В этой группе, кроме приборов, устанавливаемых обычно на самолетах Ю-88 и До-215, имеются двухстрелочные мановакуумметры (один прибор на два мотора), индикатор температуры цилиндров с переключателем на восемь положений и комбинированные электроманометры масла и бензина.

Электроманометры масла и бензина выполнены в виде четырехстрелочных приборов в корпусе диаметром 80 *мм* с четырьмя соответствующими датчиками на моторах. Каждый указатель рассчитан на контроль

работы бензо- и маслосистемы двух моторов. В приборе имеются два указателя давления бензина со шкалой 0—2 *кг/см²* и два указателя давления масла со шкалой 0—10 *кг/см²*.

Установленный на самолете термометр цилиндров с переключателем на восемь положений является новым прибором.

Установка данных приборов на многомоторном самолете упрощает размещение приборов на приборной доске и облегчает наблюдение за ними в полете.

Дополнительно к основной группе приборов контроля работы ВМГ на данном самолете установлено новое устройство «Уравнитель выбега оборотов».

Амортизация приборной доски осуществляется с помощью шести амортизаторов типа «Лорд». Кроме того, амортизаторами для указателей тахометров служат резиновые шайбы-болты.

Приборы каждой группы освещаются на приборной доске раздельно с помощью обычных кабинных ламп с дымчатым фильтром (3 шт.) и трех ламп ультрафиолетового облучения.

Электрооборудование. Источниками электроэнергии на самолете являются: два генератора типа «Бош» напряжением 26 *в* и мощностью 2000 *вт* каждый, работающие в параллель, два генератора, соединенные последовательно, и 12-вольтовые аккумуляторные батареи типа «Варта» емкостью 60 *а-ч*. Генераторы установлены на двух правых моторах, аккумуляторы — за бронестенкой летчика на полу, у ЦРЩ. В отличие от ранее устанавливавшихся генераторов Бош мощностью 1200 *вт* (на самолетах Ю-88, До-215), новые генераторы этого типа при большой мощности (2000 *вт*) имеют меньший вес (около 10,9 *кг* вместо прежнего веса 11,75 *кг*).

Увеличение мощности генератора и уменьшение его веса достигнуто в результате подвода встречного потока воздуха, продувающего коллектор. Регуляторные коробки на данном самолете установлены на ЦРЩ, вследствие чего уменьшена длина соединительных проводов и улучшены условия параллельной работы генераторов.

Включение генераторов на плюсовую шину ЦРЩ происходит через сетевые фильтры. Особенностью схемы включения генераторов в электросеть на данном самолете является установка двух последовательно включенных фильтров на каждый генератор. Этим достигается более тщательная фильтрация помех от источников электроэнергии, а следовательно, и улучшение условий радиоприема.

Для подключения наземного источника электроэнергии на капоте правого среднего мотора установлена штепсельная розетка. Схема включения розетки аэродромного питания и бортовых аккумуляторов в электросеть самолета позволяет запускать моторы и опробовать электромеханизмы раздельно от каждого источника или от обоих вместе (параллельное включение).

Наличие питания в цепи стартера определяется по горению сигнальной лампочки.

Электрическая сеть самолета двухпроводная 24-вольтовая.

Все потребители электрической энергии на самолете разбиты на четыре группы с фидерной защитой. Отдельную защиту имеют стартеры и вспомогательная гидравлическая помпа. Защита потребителей электрической энергии централизованная, сосредоточена на ЦРЩ.

Средства связи и радионавигации, а также аппаратура слепой посадки имеют защиту на электрощитке радиста. Связь электрощитка радиста с ЦРЩ осуществляется фидерным автоматом защиты.

Внутрисамолетное освещение на самолете ФВ-200 С-3 слагается из общего освещения фюзеляжа плафонами, освещения рабочих мест навигатора, бортмеханика, радиста и стрелков — шарнирными лампами (5 шт.), освещения ЦРЩ и щитка вооружения лампами плафонного типа (2 шт.), освещения приборной доски тремя лампами мощностью 5 *вт* каждая с дымчатыми фильтрами и тремя лампами УФО 24 *вт* каждая с регулирующимися диафрагмами.

На всех последних выпусках машин (Хе-111, Н-11, ФВ-200) широко применяется ультрафиолетовое облучение.

Освещение шкал приборов (имеющих светящуюся массу) с помощью ламп УХО обеспечивает хорошую видимость показаний приборов.

Лампы УФО расположены непосредственно перед приборами, благодаря чему они равномерно освещают все приборы и не ослепляют летчика. Питаются лампы УФО от 24-вольтовой сети через барреторное устройство. Управление лампами освещения производится реостатами или выключателями.

Светосигнальные и посадочные средства на самолете ФВ-200, за исключением фар, обычного типа и состоят из аэронавигационных огней, светосигнальных кодовых огней и светосигнальной фары.

Посадочная фара выпускная. Выпуск и уборка фары производятся электромотором мощностью 40—50 *вт*. Фара имеет стеклянный рефлектор диаметром 250 *мм*, желтый светофильтр и лампу мощностью 400 *вт*. В сети механизма выпуска фары установлена трехваттная лампа, сигнализирующая о неубранном положении фары. Управление светом (включение и выключение) и выпуском (уборкой) фары выполнено раздельно с применением нажимного переключателя и выключателя.

Электромеханизмы. Дистанционное управление триммерами, изменением угла лопастей винтов и юбками моторных капотов осуществлено с помощью электромеханизмов.

а) Электромеханизм изменения угла лопастей винтов, установленный на самолете, известен по самолетам Ме-110, Ю-88 и др.

б) Электромеханизм юбок капотов представляет собой моторчик реверсивного действия с постоянным магнитом и систему редукционных шестерен. Моторчик электромеханизма мощностью 10 *вт* работает от 24-вольтовой сети постоянного тока.

Изменяя полярность тока на щетках моторчика посредством восьмиконтактного двухполюсного переключателя, можно изменять направление вращения моторчиков и, следовательно, закрывать и открывать юбки капотов.

Электрического выключения электромоторчика в крайних положениях юбок капотов не происходит. Расцепление электромоторчика с выходом редуктора при крайних положениях юбок капотов осуществляется механическим путем.

в) Электромеханизм дистанционного управления триммерами фирмы «Кунстман» характерен аварийным расцеплением и установкой триммера в нейтральное положение, достигаемое при вертикальном направлении потока воздуха (относительно триммера).

В электромеханизм управления триммером входят:

1. Реверсивный электромоторчик с постоянным магнитом. Мощность моторчика 4,5 *вт*, номинальное число оборотов в минуту 7000. Питается моторчик от 24-вольтовой сети постоянного тока.

2. Редуктор, состоящий из восьми пар шестерен (две последние шестерни секторные) с общим числом редукции 1 : 13 000. Соотношение зубьев шестерен (по порядку от выходной шестерни моторчика) следующее: 20 : 92; 16 : 64; 16 : 64; 22 :52; 16 : 64; 16 : 45; 12 : 18.

3. Указатель положения триммера, состоящий из потенциометра со средним (минусовым) перемещающимся контактом и лагометра — указателя обычного типа.

Управление электромоторчика триммера, электромагнитной муфты сцепления и указателя триммера осуществлено раздельно.

Электромагнитная муфта сцепления находится под током в течение всего полета. Расцепление электромоторчика с выходом редуктора при крайних положениях триммера происходит вследствие пробуксирования фрикционной электромагнитной муфты (моторчик при этом не выключается).

Угол хода триммера от нейтрального положения до одного из крайних положений составляет 14° (угол может изменяться с помощью ограничительных винтов).

Аварийное расцепление триммера и установка его в нейтральное положение производятся обесточиванием электромагнитной муфты сцепления. При этом силою встречного потока воздуха триммер будет перемещаться до тех пор, пока фасонная часть подвижного диска электромагнитной муфты не войдет в секторный вырез под действием пружины. В результате этого произойдет стопорение триммера в нейтральном положении.

Во время перемещения триммера в нейтральное положение подвижный диск электромагнитной муфты скользит по кольцу с секторным вырезом предпоследней шестерни редуктора.

Сигнализация шасси световая (трехваттные лампы) и осуществляется с помощью концевых выключателей, установленных в отсеках шасси. Концевые выключатели фиксируют убранное и выпущенное положение ног шасси. На секторах газа установлены концевые выключатели, включающие при убранном газе моторов звуковую сирену (фирмы Бош).

Лампы сигнализации имеют выключение. Сирена включается при невыпущенном шасси и при убранном газе хотя бы одного из моторов. Для прекращения звукового сигнала на приборной доске летчика имеется выключатель. Сигнализация посадочных щитков осуществлена для трех положений: щитки убраны, взлетное положение, щитки полностью выпущены.

Для сигнализации посадочных щитков применены концевые выключатели и трехваттные лампы.

Электрифицированное вооружение самолета ФВ-200 состоит из электросбрасывателя типа РАБ-14, бомбардировочного прицела типа Лотфе-7, электромагнитных спусков бомбодержателей (замки), зарядного устройства взрывателей, электроспуска пушки и электропневмоперезарядки.

Провода электросети экранированные. Экранировка осуществлена при помощи комбинированной прокладки проводов в металлической оплетке и в специальных легкооткрывающихся коробках. В местах разъема самолета установлены экранированные штепсельные разъемники, а также двухсторонние зажимы в коробках.

Маркировка электросети самолета ФВ-200 аналогична маркировке электросети на немецких самолетах других типов.

Потребителями электрической энергии на самолете являются:

1) Электрифицированные стартеры и пусковое зажигание.

2) Внутрисамолетное освещение (плафоны, кабинные лампы, УФО, створчатые лампы освещения приборов).

3) Светосигнальные и посадочные средства (АПФ, выпускная фара, светосигнальные огни, сигнальная фара).

4) Электрифицированные пилотажно-навигационные приборы (УП, АК — Аскания, дистанционный компас, электрозадатчик курса).

5) Электрические контрольно-измерительные приборы: бензиномеры, термометры масла, манометры масла и бензина, термометры наружного воздуха, электроизмеритель масла, электротермометр кромки плоскостей (антиобледенитель).

6) Сигнализация шасси, посадочных щитков, бомболюков.

7) Обогрев трубки Пито, подогрев дистанционного компаса.

8) Электрообогрев экипажа (8 комплектов).

9) Электромоторы бензопомп (13 шт.).

10) Электромеханизм юбок моторов (4 шт.).

11) Электромеханизмы изменения шага винтов (4 шт.).

12) Электромеханизмы триммеров (3 шт.).

13) Мотор аварийного гироагрегата.

14) Мотор антиобледенителя стабилизатора.

15) Электроклапаны в системе запуска.

16) Вибратор общей отопительной системы.

17) Электросирены (2 шт.).

18) Связная радиостанция.

19) Аппаратура для слепой посадки.

20) Радиополукомпас.

21) Электрифицированное вооружение (ЭСБР, электромагнитные спуски бомбодержателей, бомбардировочный прицел, электроспуск пушки, электропневмоперезарядка).

С р е д с т в а с в я з и. На самолете ФВ-200 С-3 установлена связная радиостанция типа ФУГ-10. Все элементы радиостанции расположены в отсеке радиста. Радиостанция ФУГ-10 отличается от однотипной рации на самолетах Ю-88 и До-215 более коротковолновым диапазоном приемника и передатчика 5000—10 000 *кгц* (вместо 3000—6000 *кгц*, которые имеются на самолете Ю-88 и До-215).

Как и на Ю-88, на самолете ФВ-200 С-3 имеются две антенны: жесткая и выпускная. Габаритные размеры жесткой антенны следующие:

а) антенна радиостанции: $l=5650$ *мм*; $h=1850$ *м*;

б) антенна радиополукомпаса EZ=2 : $l=700$ *мм*; $h=1030$ *мм*.

Радист может работать на радиостанции в походном и боевом положениях. Когда радист находится у стрелковой установки (передняя турель), телеграфный ключ переносится вверх. В этом случае радист может работать только на ключе, настройка приемника и передатчика невозможна.

К и с л о р о д н о е о б о р у д о в а н и е. Схема кислородного питания на самолете осуществлена так, что обеспечивает раздельное питание от трех параллельно соединенных баллонов первого пилота, радиста, нижнего стрелка и бортмеханика. Остальные четыре члена экипажа питаются попарно: питание каждой пары обеспечивают три двухлитровых баллона.

Дополнительно в отсеке бортмеханика у рабочих мест членов экипажа расположены два переносных кислородных прибора.

На самолете ФВ-200 С-3 установлено следующее кислородное оборудование (табл. 22).

Таблица 22

Наименование	Тип	Количество	Примечание
Кислородные приборы типа „Легочный автомат"	Дереа	8	
Кислородные дыхательные шланги. .	„	8	
Двухлитровые кислородные баллоны		18	На самолете имеется место для установки 53 баллонов
Зарядно-пусковые вентили с обратными клапанами.		6	
Бортовой зарядный штуцер		1	
Переносные кислородные приборы (двухлитровые)		2	

Конструкция кислородного оборудования такая же, как и на самолетах Ю-88, До-215.

Запас кислорода при схеме кислородного питания обеспечивает экипажу пребывание на высоте в течение 1 час. 50 мин. при полностью заряженных баллонах (до 150 *ат*). При расчете берется средний расход кислорода в минуту (4 *л*).

Фотооборудование. Для воздушного фотографирования на самолете имеются фотолюки, электропроводка и детали крепления для двух фотокамер типа РБ, одна из которых имеет марку 20/30, а другая — 50/30.

Таблица 23

Основные тактико-технические данные фотокамер

Наименование	20/30	50/30
Фокусное расстояние объектива, *мм*	200	500
Размер снимка, *см*	30×30	30×30
Количество снимков	190	190
Относительное отверстие объектива	1:6,3	1:5
Угол захвата по ширине маршрута	74°	33°
Захват по ширине в долях высоты	1,5 высоты	0,6 высоты
Экспозиция затвора	От 1/50 до 1/300	От 1/75 до 1/300
Потребляемая мощность, *вт*	85	85
Вес аппарата, *кг*	62,1	62,8

Фотоустановка с фотокамерой 20/30 устанавливается в хвостовой части фюзеляжа и крепится болтами к четырем пирамидам, вклепанным в пол самолета.

Фотолюк в полу самолета закрыт съемной крышкой (на шурупах), а в обшивке самолета — заслонкой, скользящей по пазам. Для открытия заслонки имеется ручная лебедка, штурвал которой спрятан в углубление пола рядом с фотоустановкой и закрыт крышкой.

Фотоустановка с фотокамерой 50/30 устанавливается против входной двери под столом. Для ее крепления в пол вклепаны четыре пирамиды с гнездами под болты.

Фотолюк в обшивке самолета закрыт съемной крышкой (на шурупах), а в полу самолета — заслонкой, открываемой изнутри самолета.

Командные приборы обеих фотокамер устанавливаются в гондоле штурмана-бомбардира. Для соединения командных приборов с фотокамерами по самолету проложены два соединительных электрокабеля. Штепсельные соединения электрокабелей подведены к местам установки фотокамер и командных приборов и обозначены буквой «N».

Фотокамеры 20/30 и 50/30 известны с 1939 г. Устанавливаются они на самолетах До-215, До-217, Ю-88, ФВ-189 и в конструктивном отношении не являются новостью.

Выводы

1. Приспособление немцами пассажирского самолета Фокке-Вульф-200 под дальний тяжелый бомбардировщик, произведенное уже в период войны, свидетельствует о пробеле в типаже германских ВВС, несмотря на тщательную подготовку немцев к воздушной войне.

2. Переконструирование пассажирского самолета ФВ-200 под бомбардировщик является не вполне удачным восполнением этого пробела. Вследствие недостатка мощных моторов воздушного охлаждения в период переоборудования самолета на него были установлены моторы «Фафнир», с которыми ФВ-200 имеет низкие летные данные.

Аэродинамику самолета ухудшают также:

а) наружная подвеска бомб, так как ФВ-200 С-3 может брать в бомболюк только 1000 *кг* бомб, а остальная бомбовая нагрузка — до 2800 *кг* — подвешивается снаружи;

б) приделанная к самолету подфюзеляжная гондола с передней и задней огневыми точками.

3. Огневая защита самолета является слабой вследствие применения мелкокалиберного оружия. Установленная в передней части гондолы 20-*мм* пушка имеет небольшие углы обстрела.

4. Броневая защита экипажа самолета неудовлетворительна: из восьми членов экипажа бронезащиту имеют только пилот и два задних стрелка; второй пилот, штурман, стрелок-радист, бортмеханик и стрелок бортовых пулеметов совсем не имеют бронезащиты. Установленная броня толщиной 6—8 *мм* защищает только от пуль калибра 7—8 *мм*.

5. Самолет ФВ-200 С-3 легкоуязвим. Наиболее поражаемы на нем:

а) бензобаки, занимающие большую площадь в крыле и в фюзеляже;

б) экипаж;

в) непротектированные расходные маслобаки в мотогондолах.

6. Низкие летные данные самолета, большая уязвимость и невысокая эффективность огневой защиты ограничивают его боевое применение.

Малый потолок самолета — 6850 *м* с полетным весом 20000 *кг* (максимальный полетный вес самолета 25900 *кг*) затрудняет его боевое применение даже ночью. Поэтому самолет ФВ-200 большей частью используется в качестве обычного транспортного самолета.

7. Перечисленные недостатки самолета обусловили необходимость его модификации, выразившейся в установке моторов BMW-801.

Таблица 24

Сравнительные летно-тактические данные тяжелых немецких бомбардировщиков

Данные \ Наименование самолета	ФВ-200 С-3 „Курьер“	ФВ-200 (модернизированный)	Ю-290 (Ю-90S)	Хе-177
Экипаж	6—8	6—8	4—6	5—8
Мотор	4 Брамо 323R	4 BMW801	4 BMW801	2 DB-606 (по 2 DB-601)
мощность ВМГ, *л. с.*	3100	5840	5840	5400
на высоте, *м*	4200	4970	4970	4970
Максимальная скорость, *км/час*	387	460	418	470
на высоте, *м*	4200	3000	—	5800
Потолок, *м*	6480	7200	7500	7200[1]
Дальность, *км*	3000	3000	1400—2100	1920[2]
Запас горючего, *кг*	5880	5600	2400	6400
Полетный вес, *кг*	25500	28000	25950	30400
Вес пустого самолета, *кг*	14000	16500	15250	18000
Бомбовая нагрузка, *кг*	3800	3000—4000	3000—4000	Внутренняя подвеска 1) 2×2500=5000 *кг* 2) 2×1800+10×250=6100 3) 4×1800=7200
Вооружение, число, калибр, *мм*	Одна пушка калибра 20 *мм*; боезапас снарядов 195 Пять пулеметов калибра 7,92 *мм*; боезапас патронов 6150	Одна пушка калибра 20 *мм*; боезапас снарядов 200 Один пулемет калибра 13 *мм*; боезапас патронов 500; четыре пулемета калибра 7,92 *мм*; боезапас патронов 3775	Одна пушка калибра 15—20 *мм*; боезапас снарядов 200 Один пулемет калибра 13 *мм*; боезапас патронов 500; три пулемета калибра 7,92 *мм*; боезапас патронов 2300	Три пушки калибра 20 *мм*; один—два пулемета калибра 13 *мм* Два-три пулемета калибра 7,92 *мм*
Площадь крыла, *м*²	118,4	118,4	184	102
Размах крыла, *м*	32,86	32,86	35,0	31,4

[1] В высотном варианте с герметической кабиной практический потолок 12200 *м*.
[2] С бомбовой нагрузкой 1000 *кг* дальность равна 5440 *м*.

Новый вариант самолета ФВ-200 с моторами BMW-801, по данным печати, имеет следующие характеристики:

Максимальная скорость у земли	376 *км/час*,
Максимальная скорость на высоте	3000 *м*— 426—460 *км/час*,
Посадочная скорость	120 *км/час*,
Время подъема на высоту	4000 *м*—14,3 мин,
Потолок	7200—8000 *м*,
Дальность на скорости	320 *км/час*— 2200—3000 *км*,
Запас горючего	5600 *кг*,
Полетный вес самолета	28 *т*,
Бомбовая нагрузка	3000—4000 *кг*.

Геометрические размеры и конструкция не изменились.

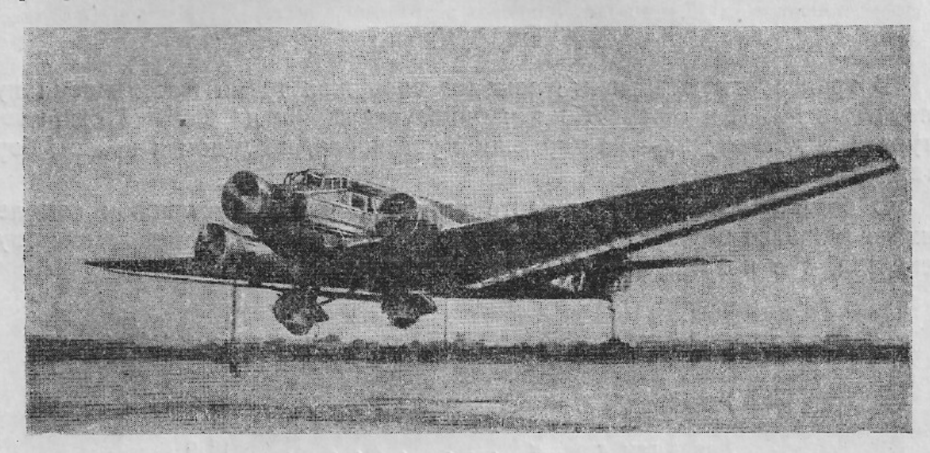
На самолете новой модификации, кроме связной радиостанции ФУГ-10, установлена ультракоротковолновая радиостанция ФУГ-16, предназначенная для связи между самолетами, и специальная радиостанция ФУГ-25, служащая для опознавания своего самолета.

8. Кроме того, известно, что немцы уже давно работают над созданием четырехмоторного бомбардировщика Ю-290 (Ю-90 S) на базе пассажирского самолета Ю-90 и над новым бомбардировщиком Хейнкель-177 с двумя спарками моторов DB-601 (в каждой моторной гондоле установлены два мотора, работающие на общий винт).

Большие трудности в доводке этих самолетов, в особенности Хе-177, и сложность производства совершенно новых самолетов в условиях войны не позволяли до сих пор широко применять эти самолеты в боевых операциях.

Юнкерс Ю-52

Самолет Ю-52 (фиг. 75) представляет собой трехмоторный цельнометаллический моноплан с низкорасположенным крылом и неубирающимся шасси. Он применяется в пассажирском, транспортном и бомбардировочном вариантах.



Фиг. 75. Самолет Ю-52.

Краткое описание конструкции

Крыло состоит из небольшого центроплана, составляющего одно целое с фюзеляжем, и отъемных консолей, несущих на себе моторные гондолы. Консоли соединяются с центропланом посредством шаровых узлов типа Юнкерс. Крыло имеет четыре ферменных лонжерона с трубчатыми поясами. Обшивка дуралюминовая, гофрированная.

Закрылки и элероны подвесные, образующие задний профиль двойного крыла типа Юнкерс. При взлете закрылки отклоняются на 25°, при посадке — на 40°. При опускании закрылков элероны зависают.

Фюзеляж — прямоугольного сечения со скругленными верхними углами; имеет ферменный каркас из швеллеров и гофрированную дуралюминовую обшивку. Центральную часть фюзеляжа занимает помещение объемом 19,6 $м^2$ для пассажиров или груза. Кроме того, под полом кабины имеется четыре небольших багажных отсека. В левом борту кабины сделана большая входная дверь, которая может быть сброшена в случае аварии. В обоих бортах и потолке кабины сделаны крупные погрузочные люки и раздвижные двери, допускающие проход грузов больших габаритов.

Хвостовое оперение цельнодуралюминовое, с гофрированной обшивкой; имеет двойной профиль типа Юнкерс. Горизонтальное оперение подкосное. Стабилизатор регулируется в полете. Руль высоты имеет роговую компенсацию.

Шасси — неубирающееся, пирамидальное. Стойка, подкосы и колесо закрыты обтекателями. Амортизация масляно-пневматическая. Пневматики среднего давления размером 1300 $\times$ 300. Тормоза пневматические.

Самолет может быть установлен также на поплавки.

Винтомоторная группа

На самолете установлены три мотора BMW-132L мощностью 760 *л. с.* на высоте 1400 *м.* Емкость бензобаков 2450 *л,* маслобаков 240 *л.* При нормальной загрузке баки заливаются не полностью. Маслорадиаторы выполнены в виде отдельных трубчатых секций. Набор из трех секций установлен под каждым мотором.

Винты трехлопастные, металлические, фиксированного шага.

Вооружение

В транспортном варианте самолет вооружен тремя подвижными пулеметами MG-15 калибра 7,9 *мм*: один установлен на верхней открытой турели, а два других — на карданной установке, на левом и правом бортах фюзеляжа.

В бомбардировочном варианте вместо бортовых установок самолет имеет нижнюю стрелковую установку, которая в боевом положении опускается, а в походном — подтягивается к фюзеляжу.

Данные транспортного самолета Ю-52 с тремя моторами BMW-132L

Размах крыла, *м*	29,5
Длина самолета, *м*	18,9
Высота, *м*	4,5
Площадь крыла, *м*²	110,5

	Грузовой вариант	Пассажирский вариант
Вес пустого самолета с вооружением (3 пулемета), *кг*	6500	6600
Вес горючего, *кг*	1180	1850
Вес масла, *кг*	180	180
Вес экипажа (3 чел.), *кг*	270	270
Вес груза или пассажиров, *кг*	2370	1350 (16 чел.)
Полный полетный вес, *кг*	10500	10200
Мощность моторов, *л. с.*	3$\times$760	—
на высоте, *м*	1400	—

Нагрузка на крыло, *кг/м²*	95	—
Мощность, *л. с./кг*	0,217	—
Мощность, *л. с./м²*	20,6	—
Максимальная скорость, *км/час*	305	—
на высоте, *м*	1400	—
Посадочная скорость, *км/час*	106	—
Дальность, *км*	1400	—
при скорости, *км/час*	240	—
на высоте, *м*	3000	—
Разбег, *м*	340	
Пробег, *м*	360	

Примечание. Данные относятся к одной из последних модификаций самолета Ю-52.

Опознавательные признаки

1. Трехмоторная схема.
2. Трапецевидное крыло с незакругленными концами и подвесными закрылками и элеронами.
3. Неубирающееся шасси.
4. Угловатое хвостовое оперение.
5. Толстый угловатый фюзеляж.

Развитие самолета Ю-52

Самолет Ю-52 был выпущен в 1930 г. как одномоторный транспортный самолет.

В 1932 г. был выпущен трехмоторный вариант этого самолета, получивший обозначение Ю-52/3М (в дальнейшем одномоторный вариант перестал применяться, и под обозначением Ю-52 даже без индекса 3М обычно понимают трехмоторный самолет).

Самолет Ю-52 строился и использовался в течение ряда лет во многих вариантах, в числе которых были сухопутные самолеты и поплавковые гидропланы, бомбардировщики, грузовые, пассажирские, санитарные, десантные, штабные самолеты и пр.

Большое количество самолетов Ю-52 и в настоящее время используется в германских ВВС, главным образом в качестве транспортных самолетов.

Ю-52 так долго удерживается на вооружении благодаря следующим его качествам:

1. Простота конструкции и технологии производства, в значительной мере допускающая использование устаревшего оборудования и рабочей силы низкой квалификации.

2. Хорошие эксплоатационные качества самолета (нетребовательность в отношении ухода, надежность, вместительная кабина, удобная для погрузки и выгрузки).

3. Хорошие взлетно-посадочные свойства и простота управления, что допускает использование малоквалифицированного летного состава и базирование на плохих аэродромах.

4. Живучесть конструкции планера — в первую очередь крыла — при поражении огнем ЗА или авиации.

Основная же причина столь долгой службы самолета Ю-52 заключается в трудности перестройки производства на массовый выпуск нового самолета.

Вследствие малой мощности на квадратный метр крыла, малой высотности мотора и аэродинамического несовершенства (гофрированная обшивка, нескоростной «двойной» профиль крыла и оперения, неубирающееся шасси и пр.) самолет имеет небольшую скорость и низкий потолок. По этой причине, а также вследствие слабой стрелковой защиты применение самолета Ю-52 на фронте сопряжено с чрезвычайно большими потерями (например, в 1942 г. под Сталинградом).

По имеющимся сведениям самолет Ю-52 модернизируется. Увеличивается его грузоподъемность и емкость кабины и улучшаются летные данные, главным образом путем улучшения аэродинамических качеств.

Вывод

Низкие летные данные и слабая огневая защита самолета Ю-52 делают его весьма уязвимым для ЗА и истребителей и ограничивают область его применения.

ЛЕТНО-ТАКТИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ НЕМЕЦКИХ САМОЛЕТОВ

№ по порядку	Фирма и название самолета	Год выпуска	Экипаж	Назначение	Марка мотора	Мощность мотора, л. с.: взлетная	Мощность мотора, л. с.: номинальн. / на высоте м	Полетный вес: нормальный / перегрузочный кг/кг	Максимальная скорость: у земли, км/час	Максимальная скорость: на высоте км/час / м	Взлетно-посадочные свойства: посадочная скорость, км/час	Взлетно-посадочные свойства: разбег, м	Взлетно-посадочные свойства: пробег, м	Время подъема на 5000 м мин.	Практический потолок м	Запас горючего кг	Дальность км / на скорости км/час
1	Мессершмитт Ме-109 Г-2 (с пятиточечным вооружением)	1942—1943	1	Истребитель	DB-605A/1	1550	1300/5800	3235/3485	505	650/7000	149	450	475	5,1	11250	300	545/0,9 V_{max} H=3000—5000
2	Мессершмитт Ме-109 Г-2 (с трехточечным вооружением)	1942—1943	1	Истребитель	DB-605A/1	1550	1300/5800	3023/3273	524	666/7000	145	345	400	4,4	11900	300	710/380 H=5000
3	Фокке-Вульф ФВ-190 А-4	1941—1943	1	Истребитель	BMW-801D	1580	1460[1]/4970	3989/4239	510	610/6000	154	500	530	6,8	10500	394	552/542 H=5260
4	Мессершмитт Ме-110 С	1940	2	Истребитель	2DB-601A	1175	1050/4100	6510	442	525/4600	130	370	340	8,4	9500	1270	800/0,9 V_{max}
5	Мессершмитт Ме-210	1942—1943	2	Истребитель Пикирующий бомбардировщик	2DB-601F	—	1400/4250	8300 8800/9800	485 483	590/6000 585/6000	— —	— —	— —	10,6 —	8600 —	1890	2100/515 2700/370
6	Юнкерс Ю-88 А-1	1939—1940	4	Пикирующий бомбардировщик	2ЮМО-211Ва	1200	970/4900	10000/12000	365	445/5600	125	260	420	18,00	7400	2220	2200/370
7	Юнкерс Ю-88 А-6	1941—1942	4	Пикирующий бомбардировщик	2ЮМО-211G	—	1100	11000/13000	—	452[1]/4900	—	549	—	—	8150[2]	2290	2000
8	Дорнье До-215	1939—1940	4	Бомбардировщик	2DB-601Aa	1175	1050/4100	8628	390	445/4100	137	390	320	10,8	8800	870	770/400
9	Дорнье До-217 Е-2	1941—1943	4	Пикирующий бомбардировщик	2BMW-801A	1580	1460[1]/4970	15290	—	467 (515)[2]/5200	150	1400	—	24/7000	(9150)[3]	2200[4]	1600[5]/360
10	Хейнкель Хе-111 С-31	1937	4	Бомбардировщик	2DB-600C	1050[1]	1000[1]/4000	8150/10150	280	365/4800	—	369	290	24,4	7600	1025	—
11	Хейнкель Хе-111 Н-11	1942	4—5	Бомбардировщик	2ЮМО-211 F1	1350	1020/5500	12270/13770	330	400/5700	133	560	495	20	8750	3000	2300/345 H=5000
12	Юнкерс Ю-188	1943	4	Бомбардировщик	2BMW-801	1580	1460[1]/4970	12000/15000	455	520/6100	155	450	700	20	10300	—	1920/370
13	Хейнкель Хе-177	1942	5—8	Бомбардировщик	2DB-606[1]	—	2700[2]/4970	30400	—	470/5800	175	—	—	—	7200/12200 в высотном варианте	6400	1920/5440 с 1000 кг бомб
14	Фокке-Вульф ФВ-200 С-3	1940—1941	8	Бомбардировщик	4 БРАМО „Фафнир"-323 R/12	1000	775[1]/4200	22693/25500	342	387/4200	—	630	—	11,6	6480	5884	3550[1]/365 H=4000
15	Юнкерс Ю-290	1943	4—6	Бомбардировщик	4 BMW-801	1580	1460[1]/4970	25950	—	418	—	—	—	—	7500	2400	1400
16	Юнкерс Ю-87 Д-3	1941	2	Пикирующий бомбардировщик	ЮМО-211 I-1	1350	1020/5500	5240	334	382/4350	128	—	—	18,5	6500	560 670 в перегрузочном варианте	850
17	Юнкерс Ю-86П	1941—1943	2	Бомбардировщик, разведчик	2ЮМО-207А	1000	1000/6100	10400 (Бомбард.) 9500 (Разведч.)	—	420/8000	120	—	350 с торм. 700 без торм.	—	12200 с полн. вес 13600[1] облегч.	—	—
18	Фокке-Вульф ФВ-189 А-2	1942	3	Ближний разведчик и корректировщик	2 „Аргус" As-410 А-1	465	380/1750	4040/4240	300	285[2]/3000	120	460	—	25	6750	328	865[1]/230 H=5000
19	Хеншель Хш-126	1938	2	Разведчик поля боя и корректировщик арт. огня	БРАМО „Фафнир"-323	900	830/4200	3220/3284	307	370/5000	90	294	415	11,7 на высоте 6000 м	8550	395	1000/314
20	Хеншель Хш-129	1943	1	Штурмовик	2ГНОМ-РОН14М4/5	760	660/4000	4400	385	440/3350	—	—	—	10,4 на высоте 4000 м	9000	600	830/340
21	Юнкерс Ю-52	1932—1941	3	Транспортный	3BMW-132	—	760/1400	10500	—	305/1400	106	—	—	—	8300	1180	1400/240

№ по порядку	Фирма и название самолета	Стрелковое вооружение для стрельбы: вперед	Стрелковое вооружение: назад вверх / вниз	Стрелковое вооружение: вбок	Варианты бомбовой нагрузки: внутри фюзеляжа кг	Варианты бомбовой нагрузки: наружная подвеска, кг	Общий вес бомб кг	Геометрические размеры: размах, м	длина, м	высота, м	площадь крыла м²	Удельные нагрузки: нагрузка на 1 м² крыла, кг	мощность на 1 м² крыла, л. с.	мощность на 1 кг полетного веса л. с.	Источник	Примечание
1	Мессершмитт Ме-109 Г-2 (с пятиточечным вооружением)	2×7,92 3×20	—	—	—	1×250 4×50 80×2	250 200 160	9,9	9,16	—	16,16	200	80,5	0,403	По испытаниям НИИ ВВС КА 1943 г.	
2	Мессершмитт Ме-109 Г-2 (с трехточечным вооружением)	2×7,92 1×20	—	—	—	1×250 4×50 80×2	250 200 160	9,9	9,16	—	16,16	187	80,5	0,430	По испытаниям НИИ ВВС КА 1943 г.	
3	Фокке-Вульф ФВ-190 А-4	2×7,92 4×20	—	—	—	1×250	250	10,52	8,86	3,623	18,609	214	78,5	0,366	По испытаниям НИИ ВВС КА 1943 г.	[1] Боевая мощность.
4	Мессершмитт Ме-110 С	4×7,92 2×20	1×7,92	—	—	2×250+4×50 2×500+4×50 2×1000+4×50 1×1000+4×50	700[1] 1200 2200 1200	16,23	12,07	3,46	38,4	170	54,7	0,341	По испытаниям НИИ ВВС КА 1940 г.	[1] Только с серии Е.
5	Мессершмитт Ме-210	2×7,92 2×20	2×13		— 2×250 2×500 1×1000	— 2×250 в перегрузочном варианте	500 1000 1000 1000 1500 1500	16,45	12,25	—	36,0	—	—	—	По данным печати	
6	Юнкерс Ю-88 А-1	1×7,92	2×7,92	—	28×50 28×50 18×50 — —	— 2×250 2×500 2×500 4×250	1400 1900 1900 1000 1000	18,25	14,35	5,30	52,5	190	37	0,194	По испытаниям НИИ ВВС КА 1940 г.	
7	Юнкерс Ю-88 А-6	1—3×7,92 1×20	2×7,92 2×7,92	2×7,92	28×50 28×50 18×50 — —	— 2×250 2×500 2×500 4×250	1400 1900 1900 1000 1000	20	14,35	5,30	54	202	41	0,21	По данным печати	[1] С полетным весом 9000 кг без бомб и наружных бомбодержателей. С полетным весом 10000 кг и наружными бомбодержателями, макс. горизонт. скорость 444 км/час на высоте 4900 м. С полетным весом 11000 кг (4 бомбы по 250 кг снаружи), макс. горизонт. скорость 400 км/час на высоте 4900 м. [2] С полетным весом 10000 кг без наружной подвески бомб. С полной бомбовой нагрузкой потолок равен 6400 м.
8	Дорнье До-215	1×7,92	1×7,92 1×7,92	—	20×50	—	1000	18	15,8	4,6	55	157	40	0,276	По испытаниям НИИ ВВС КА 1940 г.	
9	Дорнье До-217 Е-2	1×13 1×20 1×15	на верхней турели —/1×13	2×7,92	4×500 2×1000 1×1800	2×500 2×500 2×250	3000 3000 2300	19,1	17,25	4,5	56,7	270	51,5	0,191	По данным печати	[1] Боевая мощность. [2] С наружной подвеской бомб 467 км/час. После сбрасывания бомб 515 км/час. [3] Без бомбовой нагрузки и с полным запасом горючего. С 3000 кг бомб потолок равен 6400 м [4] Максимальный запас горючего 4700 кг. [5] С бомбовой нагрузкой 3000 кг на высоте 3000 м. При максимальном запасе горючего дальность действия равна 3200 км.
10	Хейнкель Хе-111 С-31	1×7,92 1×7,92	на верхней турели —/1×7,92		8×250 32×50	—	2000 1600	22,6	17,45	—	87,6	93,3	22,9	0,246	По испытаниям НИИ ВВС КА 1938 г.	[1] По справочнику ЦИАМ 1941 г.
11	Хейнкель Хе-111 Н-11	1×20 1×7,92	1×13/2×7,92	2×7,92	—	5×250 3×500 3×1000	1250 1500 3000	22,45	16,4	4,61	85,72	143	31,5	0,22	По испытаниям НИИ ВВС КА 1943 г.[2]	[1] Летные данные определены при $G_{пол}$=11500 кг
12	Юнкерс Ю-188	1×20	2×13 2×7,92	—	—	—	2500	—	—	—	—	—	—	—	По данным печати	[1] Имеется вариант с двумя DB-605.
13	Хейнкель Хе-177	1×20	2×20 2×7,92	2×13	2×2500 2×1800+10×250 4×1800	—	5000 6100 7200	31,4	19,8	—	102	298	53,0	0,177	По данным печати	[1] DB-606 состоит из двух DB-601, работающих на 1 винт. [2] Боевая мощность.
14	Фокке-Вульф ФВ-200 С-3	1×7,92 на верхней турели 1×7,92 на задней турели 1×20	—/1×7,92	2×7,92	2×250 2×500 2×250 2×250 2×250 2×500	4×250 4×500 4×500 2×1000 2×1400 2×1400	1500 3000 2500 2500 3300 3800	32,86	23,50	5,20	118,4	183	33,75	0,184	По испытаниям НИИ ВВС КА 1943 г.[2]	[1] По фирменным данным. [2] Летные данные определены при $G_{пол}$=20000 кг.
15	Юнкерс Ю-290	1×15 или 1×20 на вер. турели	1×13 в хвост. башне —/1×7,92	2×7,92	—	—	3000 4000	35,0	26,3	~7,5	~184	141	34,4	0,244	По данным печати	[1] Боевая мощность.
16	Юнкерс Ю-87 Д-3	2×7,92	2×7,92	—	—	1×1800 1×1400 1×1000 1×500 3×250 4×50	1800 1400 1000 500 750 200	13,75	11,12	4,345	31,82	164,5	32,0	0,195	По испытаниям НИИ ВВС КА 1943 г.	
17	Юнкерс Ю-86П	—	—	—	1000 в варианте бомбардировщика	—	1000	26 или 32	16,1	4,9	—	—	—	0,2	По данным печати	[1] В варианте разведчика практический потолок 13600 м.
18	Фокке-Вульф ФВ-189 А-2	2×7,92	1×7,92/2×7,92	—	—	4×50	200	18,38	12,0	3,68	38,8	104	24	0,230	По испытаниям НИИ ВВС КА 1943 г.	[1] По фирменным данным. [2] С мотором As-410 высотностью 3000 м.
19	Хеншель Хш-126	1×7,92	1×7,92	—	10×10	—	100	14,50	10,85	4,30	31,6	102	26,2	0,25	По данным печати	
20	Хеншель Хш-129	2×7,92 2×20	—	—	25×2	6×50	350	14,6	9,8	3,2	29,25	151	45,2	0,30	По данным печати	
21	Юнкерс Ю-52	1×7,92 на верхней турели 2×7,92 назад—вбок			—	—	—	29,5	18,9	4,5	110,5	95	20,6	0,217	По данным печати	

Зак. 5048

ОРГАНИЗАЦИЯ И ПОДГОТОВКА КАДРОВ ВВС ГЕРМАНИИ

Организация ВВС

Военно-воздушные силы Германии — самостоятельный род вооруженных сил. В состав ВВС входят:

1) собственно авиация, 2) войска связи ВВС, 3) парашютно-десантные войска, 4) войска ПВО.

Высшим оперативным соединением является воздушный флот. В него входят все боевые авиационные части, за исключением военно-морской и войскобой авиации. Каждый воздушный флот состоит, как правило, из одного или нескольких авиакорпусов, частей ПВО и частей связи. Кроме того, в состав воздушного флота входит несколько воздушных округов. Командующий воздушным округом руководит ПВО, школами ВВС и подготовкой резервов для воздушных флотов, а также подготовкой аэродромной сети и эксплоатацией аэродромов.

Он также осуществляет руководство:

1) службой связи, 2) метеослужбой, 3) санитарной службой, 4) военной прокуратурой, 5) гражданской авиацией.

Воздушные флоты, действующие на второстепенных направлениях, не имеют в своем составе корпусов и состоят из отдельных эскадр.

Авиационный корпус — смешанное оперативное соединение, состоящее из пяти-шести эскадр и одной разведывательной группы. Количество бомбардировочных эскадр в корпусе не постоянно и зависит от характера задач, выполняемых корпусом.

Эскадра — высшее оперативно-тактическое соединение однородного состава (за исключением смешанных эскадр).

Бомбардировочная эскадра состоит из трех действующих и одной резервной (учебной) группы. Эскадра имеет штаб, в состав которого входит штабной патруль (4 самолета) и рота связи. Резервная группа боевых действий не ведет. Она базируется на тыловом аэродроме и готовит пополнение для действующих групп. В боевой обстановке в особо напряженные периоды были случаи использования самолетов резервных групп для боевых действий. Эскадра пикирующих бомбардировщиков резервной (учебной) группы не имеет.

В начале войны с Советским Союзом все боевые группы бомбардировочных и истребительных эскадр действовали, как правило, на одном направлении под руководством штаба эскадры. Летом и осенью 1941 г. группы из состава эскадр начали придаваться в оперативное подчинение других эскадр и корпусов, действовавших на других направлениях. В этих случаях командование эскадры не могло руководить боевой деятельностью групп, действовавших на других направлениях, и несло ответственность за вышедшие из оперативного подчинения группы лишь по организационным вопросам.

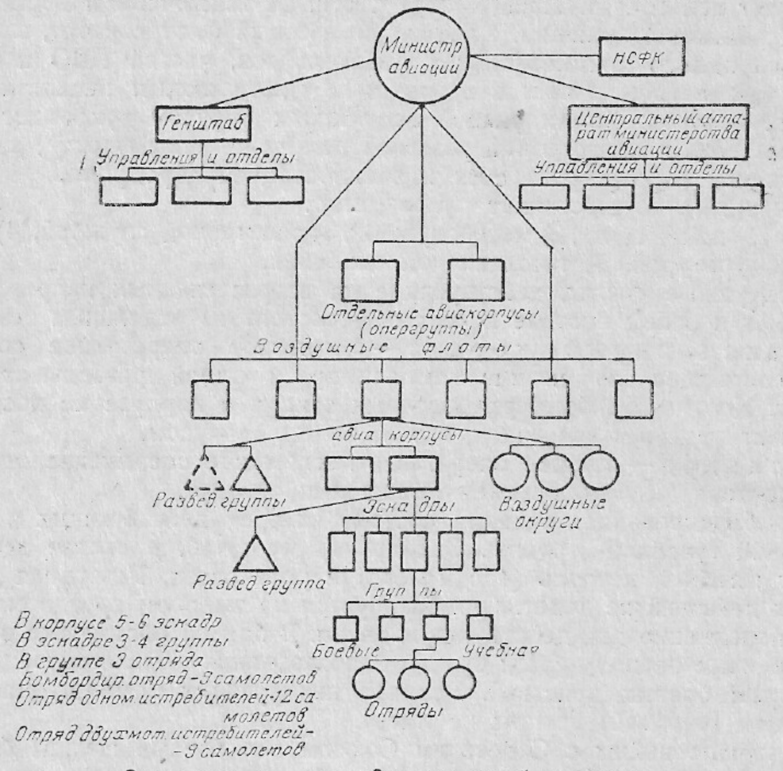
С конца 1941 г., когда оперативные переброски авиации с одного участка на другой стали интенсивными, передача отдельных групп в оперативное подчинение других корпусов приняла массовый характер, и в настоящее время боевые группы большинства эскадр действуют в отрыве от штабов эскадр. Боевые задачи группы получают не от командования своей эскадры, а от командования авиасоединения, на участке которого они производят боевые действия.

Группа состоит из трех отрядов по 9 самолетов в каждом, штабного звена (3 самолета) и технической роты. Техническая рота состоит из авиационных специалистов и обеспечивает обслуживание материальной части и мелкий ремонт самолетов, моторов, вооружения и приборов.

Истребительная эскадра состоит из трех-четырех боевых действующих групп и штаба. В составе штаба имеется штабной патруль (4 самолета) и рота связи. Некоторые истребительные эскадры имеют штабной отряд из 9—12 самолетов. Резервной (учебной) группы эскадра не имеет, боевые группы пополняются кадрами непосредственно из школ истребителей.

Группа состоит из трех отрядов по 12 самолетов в каждом, штабного патруля (2—3 самолета) и технической роты. Отряды эскадр двухмоторных истребителей состоят из 9 самолетов каждый.

ПРИНЦИПИАЛЬНАЯ СХЕМА ОРГАНИЗАЦИИ ВВС ГЕРМАНИИ



Организация разведывательной авиации

Авиационной разведке германское командование придает исключительное значение. Ни одна операция наземных войск не проводится без предварительной тщательной авиационной разведки.

Разведывательная авиация укомплектована отборным лётным составом, имеющим большой боевой опыт. Командиры разведывательных групп по званию на одну-две категории выше командиров групп истребительной и бомбардировочной авиации. Так, если командирами истребительных и бомбардировочных групп являются капитаны и реже майоры, то в разведывательной авиации группами командуют, как правило, подполковники.

Лётный состав разведывательных отрядов состоит преимущественно из офицеров в чине от лейтенанта до капитана (лётчики-наблюдатели— все офицеры), в то время как в отрядах истребительной и бомбардировочной авиации прослойка офицеров среди лётного состава колеблется от 20 до 40%.

Вся разведывательная авиация Германии делится на д а л ь н ю ю, б л и ж н ю ю (войсковую) и м о р с к у ю.

Наиболее крупным организационным соединением является разведывательная группа. Состав групп по материальной части, состоящей на вооружении, числу отрядов и назначению неоднороден. Число отрядов в группе колеблется от трех до десяти, но нормально группа имеет три-пять действующих отрядов, остальные отряды находятся, повидимому, в резерве (отдых, переформирование). Отряд состоит из 9—12 самолетов.

Ближняя (войсковая) разведывательная авиация вооружена самолетами типа Хш-126, ФВ-189, Ме-109, Ме-110. Самым распространенным типом ближнего разведчика является самолет ФВ-189.

Основным типом дальнего разведчика является самолет Ю-88. Кроме того, для дальней разведки используются самолеты До-215, До-217, Хе-111 и частично Ме-110.

Для ночной разведки используются самолеты Ю-88, Ме-110, До-217 и До-215.

За последнее время на вооружение отрядов ближней разведки начали поступать самолеты-истребители типа Ме-109.

Каждый воздушный флот имеет одну-две разведывательные группы. Каждый авиакорпус имеет, как правило, не менее одной разведывательной группы. Кроме того, штабам воздушных флотов и корпусов, действующих на главных направлениях, придаются отряды верховного командования ВВС.

Каждому армейскому корпусу, в зависимости от важности направления, придается один-два отряда ближней разведки.

Танковым группам (армиям) придаются один отряд дальней разведки и один-два отряда ближней разведки. Танковому корпусу, в зависимости от важности направления, придается один отряд ближней разведки.

В первые месяцы войны, в период наступления немецкой армии, в танковых группах, действовавших на решающих направлениях, отряды ближней разведки придавались отдельным танковым и мотомехдивизиям. Использование разведывательных групп в полном составе на одном направлении является исключением. Как правило, отряды одной группы придаются различным авиакорпусам и даже флотам.

Частые перегруппировки авиации, в том числе и разведывательной, привели к тому, что большинство разведывательных групп действовало поотрядно на фронте шириною до 1500 *км*. В этих условиях командиры групп не могли руководить боевой работой отрядов, и последние получали задачи не из штаба группы, а от соединения, которое отряд обслуживал.

Во второй половине 1942 г. часть разведывательных групп, отряды которых были особенно рассредоточены, была расформирована. На базе расформированных групп были созданы группы с новой нумерацией, в которые были включены отряды разных групп, действующие на одном направлении. Эта реорганизация дала возможность командирам некоторых групп руководить боевыми действиями своих отрядов. Большинство же отрядов разведывательных групп продолжает действовать в отрыве от штабов групп, подчиняясь последним только по организационным вопросам.

Распределение германских ВВС

К началу войны с Советским Союзом военно-воздушные силы Германии имели в своем составе пять воздушных флотов. Против СССР были сосредоточены части четырех воздушных флотов, которые нацеливались для действия:

1. На Карельском фронте — части 5-го воздушного флота. Флот в своем составе авиакорпусов не имеет и состоит из отдельных бомбардировочных и истребительных эскадр.

2. На Северо-западном направлении (северная группа армий) — части 1-го воздушного флота. Флот состоял из 1-го авиакорпуса.

3. На Центральном направлении (центральная группа армий) — части 2-го воздушного флота. Флот состоял из 2-го и 8-го авиакорпусов.

4. На Юго-западном направлении (южная группа армий) — части 4-го воздушного флота. Флот состоял из 4-го и 5-го авиакорпусов.

Части 3-го воздушного флота, в составе 9-го авиакорпуса, были сосредоточены на аэродромах Германии и Франции для действий против Англии. Кроме того, на аэродромах Германии и Франции базировались: 10-й авиационный корпус, 11-й парашютно-десантный корпус и корпус ночных истребителей (1, 2, 3, 4 и 5-я истребительные эскадры), который прикрывал важнейшие промышленные и военно-политические центры страны от налетов союзной авиации.

Перегруппировки военно-воздушных сил Германии в ходе войны

К осени 1941 г., когда германское верховное командование увидело, что план молниеносной войны против Советского Союза провалился, была произведена перегруппировка авиации, которая заключалась в следующем: 2-й авиакорпус 2-го воздушного флота с советско-германского фронта был снят и переброшен для действий в районе Средиземного моря. В состав 2-го воздушного флота был включен 10-й авиакорпус, который до этого действовал самостоятельно. 8-й авиакорпус из состава 2-го воздушного флота вышел и был включен в состав 1-го воздушного флота с задачей непосредственной поддержки наземных войск, наступавших на Ленинград.

После провала плана наступления на Ленинград 8-й авиакорпус перешел в непосредственное подчинение верховного командования немецкой армии и был назван «корпусом ближнего боя». Необходимо отметить, что с первых дней войны с Советским Союзом 8-й авиакорпус был на особом счету у немецкого командования. Корпусом командовал один из способных и авторитетных генералов ВВС Германии — Рихтгофен. Эскадры корпуса были укомплектованы отборным, имеющим боевой опыт, составом. Корпус пополнялся материальной частью в первую очередь и численность самолетов корпуса всегда была близка к штатному. С момента переподчинения верховному командованию корпус все время выполнял задачи по поддержке своих наступающих пехотных и мотомехчастей на главных, решающих направлениях. Осенью 1941 г. корпус в полном составе поддерживал войска, наступавшие на Москву. Весной 1942 г. во время ожесточенной борьбы за Керченский полуостров корпус был переброшен на аэродромы Крыма для поддержки наступления своих войск на Керченском полуострове, после чего с этих же аэродромов корпус поддерживал группировку своих войск, действовавших против Севастополя. По окончании боев за Севастополь корпус в полном составе был переброшен в район Харькова для поддержки начавшегося наступления немецких войск весной 1942 г. Позднее корпус в полном составе поддерживал 6-ю армию, наступавшую на Сталинград.

К началу 1943 г. 1-й авиакорпус, изъятый из состава 1-го воздушного флота, был переброшен на аэродромы Крыма и перешел в подчинение 4-го воздушного флота. 8-й авиакорпус был также подчинен 4-му воздушному флоту. 5-й авиакорпус вышел из состава 4-го воздушного флота и был подчинен группе ВВС «ОСТ», которая действовала на

Центральном направлении. Весной 1943 г. на базе группы ВВС «ОСТ» был создан 6-й воздушный флот в составе 1-й и 4-й авиадивизий. 5-й авиакорпус был расформирован и его части влиты в 6-й воздушный флот.

По данным на 1 декабря 1943 г. военно-воздушные силы Германии распределялись следующим образом:

1-й воздушный флот — авиакорпусов в подчинении флота нет. Флот состоит из оперативной группы особого назначения и отдельной группы морской авиации. Флот действует с аэродромов Северо-западного направления (северная группа армий).

2-й воздушный флот состоит из 2-го авиакорпуса и действует в юго-западной Германии, южной Франции и Италии.

3-й воздушный флот состоит из 9-го авиакорпуса и оперативной группы ВВС «Атлантика».

Район действий: северо-западная Германия, Бельгия, Голландия, Дания, западная и северная Франция.

4-й воздушный флот состоит из 1, 4 и 8-го авиакорпусов.

Район действий: южная и восточная Германия, Австрия, Чехословакия и на советско-германском фронте с аэродромов Юго-западного направления (южная группа армий).

5-й воздушный флот — в составе флота авиакорпусов нет. С аэродромов Финляндии и северной Норвегии флот действует против СССР. С аэродромов западной и южной Норвегии — против Англии.

6-й воздушный флот состоит из 1 и 4-й авиационных дивизий и 3-й оперативной группы. Флот действует против СССР с аэродромов Центрального направления (центральная группа армий).

Оперативная группа ВВС «ЗЮД ОСТ». В состав группы входит 10-й авиакорпус.

Район действий: Югославия, Румыния, Болгария, Греция, острова Крит и Родос.

Кроме того, в центральной Германии, Польше, Чехословакии и Венгрии базируются части 12-го корпуса ночных истребителей в составе 1, 2, 3, 4 и 5-го эскадр ночных истребителей и части 11-го парашютно-десантного корпуса.

Подготовка кадров ВВС

В 1933 г. Германия имела до 2000 человек летного состава, которые в большинстве своем имели большой боевой опыт и участвовали в войне 1914—1918 гг.

С приходом Гитлера к власти (1933 г.) германское правительство приступило к массовой подготовке летного офицерского состава, привлекая для этого молодежь наиболее реакционных слоев прусского дворянства, купечества и мелкой буржуазии, причем в школы принимались только члены фашистской партии.

К 1939 г. общая численность летно-подъемного состава составляла до 25 000 человек, из них до 12 000 летчиков. За два года войны на Западе (Польша, Франция, Балканы, Англия) численность летных кадров не уменьшилась, а наоборот, несколько увеличилась. Это объясняется тем, что немецкие ВВС в проводимых боевых операциях имели подавляющее численное превосходство, и незначительные потери летного состава с избытком пополнялись молодыми летчиками, выпущенными из нормально действовавших летных школ. Таким образом к началу войны с Советским Союзом в составе военно-воздушных сил Германии было свыше 12 000 летчиков, большинство которых прошло курс обучения еще в мирное время и уже имело богатый опыт боевой работы, полученный в войне с Польшей, Францией, Англией и на Балканах.

Однако с первых же дней войны с Советским Союзом немецкая авиация несла такие потери, которые не могли быть пополнены молодыми летчиками, выпускаемыми из нормально работающих летных школ. Для быстрого пополнения потерь немецкое командование вынуждено было пересмотреть систему комплектования и сроки обучения летных кадров. Для службы в авиации начали привлекаться бельгийцы, французы, чехи, хорваты и другие национальности, ранее не допускавшиеся в кадры ВВС. В школы начали принимать и не членов фашистской партии. Сроки обучения были резко сокращены. Эти мероприятия, с одной стороны, увеличили ежемесячный выпуск из школ ВВС — до 1200 летчиков и 2600 человек летно-подъемного состава, но, с другой стороны, привели к тому, что боевые части ВВС стали пополняться молодыми, неопытными, плохо подготовленными летчиками. Несмотря на сокращенные сроки обучения, германское командование не могло удержать численность кадров ВВС на уровне 1941 г., ибо все возрастающие потери на советско-германском фронте не могли быть в полной мере пополнены даже плохо обученными кадрами.

За два года войны с Советским Союзом количество летчиков германской авиации уменьшилось примерно на 2000 человек, и к июлю 1943 г. общая численность летчиков составляла 10 500 человек, что полностью не обеспечивает общей потребности ВВС Германии в летных кадрах и неизбежно влечет за собой дальнейшее пополнение боевых частей плохо обученными летчиками.

С 22 июня 1941 г. по 1 марта 1943 г. потери ВВС Германии составляют около 26 000 человек летного состава. За период летних боев 1943 г. эти потери значительно возросли. Учитывая, что бо́льшую часть потерь составляет наиболее подготовленный лётный состав, можно считать, что старые летные кадры в основном вышли из строя и их хватает лишь на замещение командных должностей. Рядовой летный состав в основной своей массе является молодым, подготовленным за время войны по сокращенным программам, и не имеет достаточного боевого опыта. Это подтверждается поведением летчиков при выполнении боевых заданий и многочисленными показаниями пленных летчиков.

Подготовка летчиков ВВС Германии состоит из двух периодов: допризывного, с 12 лет до зачисления в кадры воздушных сил, и периода непосредственной подготовки в учебно-авиационных полках и летных школах. Молодежь в возрасте 12—18 лет обучается летному делу в системе организаций «союза гитлеровской молодежи» (Гитлер-Югенд). В этот период будущие пилоты изучают авиамоделизм, планеризм, основы парашютного дела, элементарные основы теории авиации, радиотехнику и материальную часть ВВС. Обучением руководят инструкторы национал-социалистского авиакорпуса (НСФК).

По достижении 18-летнего возраста молодежь, удовлетворяющая ряду требований (арийское происхождение, отбытие трудовой повинности, отсутствие судимости, состояние здоровья), зачисляется в ВВС и направляется в учебно-авиационные полки, где в течение 2—3 месяцев проходит строевую, физическую и стрелковую подготовку (в мирное время обучение в учебно-авиационном полку длилось 1 год). По окончании программы ученики направляются в роты авиационной подготовки (роты подготовки кандидатов в летчики), где они получают элементарные знания по аэронавигации и материальной части самолетов и моторов. Из рот авиационной подготовки комплектуются школы А-Б. Эти школы дают элементарные практические летные знания. Срок обучения в школе 6—9 месяцев. Налет 100—140 часов. Самостоятельный выпуск производится после 60 посадок и налета 5 часов с инструктором. Обучение ведется на самолетах трех категорий с постепенно возрастающей

сложностью в управлении. По окончании школы А-Б ученики получают удостоверение военного летчика, куда в дальнейшем заносятся все сдаваемые ими испытания.

Из школы А-Б летчики, предназначенные для работы на многомоторных самолетах (бомбардировщики, разведчики, двухмоторные истребители), направляются в школу «С» для обучения на двухмоторных самолетах. Срок обучения 2—3 месяца. До войны обязательный налет составлял 60—70 час., в настоящее время эта норма сильно сокращена и зависит от успеваемости обучающегося. После успешного окончания школы «С» на удостоверении, выдаваемом летчику, делается отметка «удостоен прав военного летчика повышенного типа».

Все пилоты, намеченные для работы в бомбардировочной авиации, после школы «С» направляются в школу слепого полета. Многие пилоты истребительной и разведывательной авиации также проходят школу слепых полетов. Срок обучения с 6 недель снижен, примерно, до 4 недель. По окончании школы слепого полета летчики-бомбардировщики направляются в школы бомбардировочной авиации, где учеников впервые разбивают на экипажи в составе пилота, наблюдателя, радиста и бортмеханика. Срок обучения 2—3 месяца. Налет 40—60 час. По окончании школы летчик и его экипаж назначаются в действующую часть или в школу боевой подготовки резерва для дальнейшего обучения.

К 1939 г. школы бомбардировочной авиации выпускали подготовленных летчиков, которые без дополнительной тренировки могли быть направлены в действующие части. В начале 1940 г. ВВС Германии, не имея больших потерь и накопив излишек летного состава, создали школы боевой подготовки резерва, которые находились в ведении воздушных флотов или авиакорпусов. Пребывание в этой школе зависило в основном от потребностей в летном составе на фронте и длилось от нескольких дней до 6—7 недель. Таким образом эти школы можно рассматривать как общий резерв летного состава, проходящего дальнейшую подготовку в ожидании направления в действующие части. Эти школы используются также для переподготовки экипажей бомбардировщиков на новых типах самолетов. Есть сведения, что в 1942 г. школы боевой подготовки резерва были упразднены.

Общий курс подготовки пилота бомбардировщика длится 11—17½ месяцев с налетом 240—330 часов. По имеющимся данным, эти сроки обучения часто не выдерживаются, и пилоты, минуя бомбардировочную школу, направляются сразу в школу боевой подготовки резерва или в четвертые группы авиаэскадр.

Летчики истребительной авиации по окончании школы А-Б направляются в школы истребительной авиации. Если ученик не может быть зачислен в основную школу истребительной авиации, то его направляют в начальную подготовительную школу истребительной авиации, где летной подготовки не ведется. В школе истребительной авиации летчик получает 30 часов налета на учебно-тренировочных самолетах и до 70 часов — на самолете Ме-109. Срок обучения 3—4 месяца.

По окончании школы летчик направляется в резервную учебную часть, где проходит дальнейшую боевую подготовку.

Н а з е м н ы й т е х н и ч е с к и й с о с т а в. В мирное время продолжительность обучения составляла 4 года. В школу принимались лица в возрасте 14 лет. В настоящее время сроки обучения сокращены, но порядок подготовки остался прежним.

Начальник 2-го отделения 2-го отдела
Штаба ВВС Красной Армии подполковник *Жданов*

СОДЕРЖАНИЕ

Редактор *Е. Э. Пфлаумбаум*

ОБЦ ГШКА № 6214. Подп. в печать 27/III 1944 г. Печ. л. $13^1/_2$ + 4 вкл. Уч.-авт. л. 17,15.
Тип. зн. в печ. л. 50000. Бесплатно. Зак. 5048/7654.

Типография Оборонгиза.